

# **Räumlich hochauflösende Aeromagnetik-Messungen unter Verwendung eines ferngelenkten Luftschiffes**

Von der Fakultät für Elektrotechnik, Informationstechnik, Physik  
der Technischen Universität Carolo-Wilhelmina  
zu Braunschweig  
zur Erlangung des Grades eines  
Doktors der Naturwissenschaften  
(Dr.rer.nat.)  
genehmigte  
Dissertation

von Jan Grosser  
aus Salzgitter

1. Referentin oder Referent: Prof. Dr. K.-H. Glaßmeier

2. Referentin oder Referent: Prof. Dr. A. Hördt

eingereicht am: 29. Oktober 2008

mündliche Prüfung (Disputation) am: 11. Dezember 2008

Druckjahr: 2009

# Vorabveröffentlichungen der Dissertation

Teilergebnisse aus dieser Arbeit wurden mit Genehmigung der Fakultät für Elektrotechnik, Informationstechnik, Physik, vertreten durch den Mentor der Arbeit, in folgenden Beiträgen vorab veröffentlicht:

## Tagungsbeiträge

Grosser, J., Glaßmeier, K.-H., Hördt, A., Auster, H.-U., Fornaçon, K.-H., *Laputa - R/C Airship for High Resolution Aeromagnetism*, IWF Magnetometer Workshop, Klippitztörl, 2007

Grosser, J., Glaßmeier, K.-H., Auster, H.-U., *Laputa – Aeromagnetik an Bord eines unbemannten Kleinluftschiffes*, DGG Jahrestagung, Bremen, 2006

Grosser, J., Glaßmeier, K.-H., Auster, H.-U., *Laputa: Micro-Aeromagnetism Using Small Unmanned Aircrafts*, IGEP Magnetometer Workshop, Ibenhorst, 2005



# Inhaltsverzeichnis

<b>Kurzfassung</b>	<b>xv</b>
<b>1 Einführung</b>	<b>1</b>
1.1 Motivation und Zielsetzung . . . . .	1
1.2 Konventionelle bodengestützte Magnetik-Messungen . . . . .	2
1.3 Alternative Ansätze . . . . .	5
1.3.1 <i>ORAGS-VG</i> , Oak Ridge National Laboratory . . . . .	5
1.3.2 <i>UAV Sensor Platform</i> , Pacific Northwest National Laboratory . .	6
1.3.3 <i>GeoRanger</i> , Fugro Airborne Surveys . . . . .	8
1.4 Zusammenfassung und Überblick . . . . .	8
<b>2 Grundlagen der Aeromagnetik und Abschätzung der Einsatzparameter</b>	<b>13</b>
2.1 Grundlagen der Aeromagnetik . . . . .	13
2.1.1 Grundbegriffe des Magnetismus . . . . .	13
2.1.2 Aeromagnetik . . . . .	16
2.2 Abschätzung der Magnetfeldanomalien . . . . .	19
2.2.1 Größenordnung der Magnetfeldanomalien . . . . .	19
2.2.2 Räumliche Skalen der Magnetfeldanomalien und räumliches Auflösungsvermögen . . . . .	21
2.3 Fluxgate-Magnetometer . . . . .	22
2.3.1 Funktionsweise eines Fluxgate-Magnetometers . . . . .	22
2.3.2 Magnetometer-Kalibration . . . . .	27
2.3.3 Frequenz-Charakteristik der magnetometerinternen Signalverar- beitung . . . . .	29
2.4 Zusammenfassung . . . . .	30
<b>3 Das Luftschiff <i>Laputa</i></b>	<b>33</b>
3.1 Vergleich verschiedener Fluggeräte . . . . .	33

3.1.1	Flächenflugzeuge . . . . .	33
3.1.2	Helikopter . . . . .	34
3.1.3	Luftschiffe . . . . .	38
3.2	Aerostatik der Luftschiffe . . . . .	41
3.2.1	Auftrieb und Nutzlastkapazität . . . . .	41
3.2.2	Hüllen-Innendruck . . . . .	42
3.2.3	Luftfeuchtigkeit . . . . .	43
3.3	Aerodynamik der Luftschiffe . . . . .	44
3.4	Aufbau von <i>Laputa</i> . . . . .	45
3.4.1	Das Flugsegment . . . . .	46
3.4.2	Das Bodensegment . . . . .	59
3.5	Schlußfolgerungen . . . . .	60
<b>4</b>	<b>Test- und Qualifikationsmessungen</b>	<b>63</b>
4.1	Genauigkeit der GPS-Höhenbestimmung . . . . .	63
4.2	Störfelder durch die Antriebseinheit . . . . .	64
4.3	Inklinometer-Kalibration . . . . .	65
4.3.1	Bestimmung der Inklinometer-Offsets . . . . .	65
4.3.2	Bestimmung der Skalenfaktoren . . . . .	68
4.3.3	Einfluß dynamischer Beschleunigungen auf die Neigungsmessung	70
4.4	Schlußfolgerungen . . . . .	73
<b>5</b>	<b>Magnetische Kartierung der Industriedeponie Mellendorf</b>	<b>75</b>
5.1	Vorinformationen über die Deponie . . . . .	75
5.2	Bodengestützte magnetische Kartierung . . . . .	76
5.3	Freiflug des Luftschiffes am 4. Mai 2007 . . . . .	79
5.4	Fesselflug des Luftschiffes am 21. November 2007 . . . . .	83
5.5	Vergleich der verschiedenen Messungen . . . . .	88
5.6	Schlußfolgerungen . . . . .	92
<b>6</b>	<b>Zusammenfassung und Ausblick</b>	<b>95</b>
	<b>Literaturverzeichnis</b>	<b>99</b>
	<b>Index</b>	<b>103</b>

<b>Danksagung</b>	<b>107</b>
<b>Lebenslauf</b>	<b>109</b>





# Abbildungsverzeichnis

1.1	Der Autor dieser Arbeit mit einem Overhauser-Magnetometer, wie es häufig bei konventionellen bodengestützten Messungen zum Einsatz kommt. . . . .	3
1.2	Beispiel einer <i>Random Walk</i> Messung über einem ehemaligen Bergwerkschacht. . . . .	4
1.3	ORAGS-VG, System zur Messung des magnetischen Vertikalgradienten des Oak Ridge National Laboratory (Doll et al. 2006). . . . .	6
1.4	Ein unbemannter Helikopter vom Typ Sikorsky Cypher . . . . .	7
1.5	Das unbemannte Fluggerät <i>GeoRanger</i> der Fa. Fugro Airborne Surveys auf einem Startkatapult (Abbildung mit freundlicher Genehmigung der Insitu, Inc., Bingen, Washington (USA)). . . . .	9
2.1	Hysteresis-Schleife (Teilbild a)) und schematische Darstellung der Magnetisierung in einem ferromagnetischen Stoff (Teilbild b)) (nach Sharma 1976). . . . .	16
2.2	$\vec{B}$ - und $\vec{H}$ -Feldlinien für eine homogen magnetisierte Kugel. . . . .	17
2.3	Möglichkeiten der Anbringung eines Magnetometers an ein Flugzeug. . .	18
2.4	Beispiel eines aeromagnetischen Flugnetzes mit Kontrollprofilen (Militzer et al. 1984). . . . .	19
2.5	Über einer homogen magnetisierten Kugel mit Radius $R$ verläuft ein horizontales Profil in der Höhe $h$ . Das umgebende Magnetfeld $\vec{B}_0$ hat die Inklination $i$ . . . . .	20
2.6	Relative magnetische Anomalie für eine homogen magnetisierte Kugel entlang eines Nord- ( $\alpha = 0$ ) und Ostprofils ( $\alpha = 90^\circ$ ) für eine Inklination von $i = 67^\circ$ . . . . .	21
2.7	Das Magnetfeld dreier nebeneinander im Abstand $a$ angeordneter Dipole entlang dreier horizontaler Profile mit unterschiedlicher Höhe $h$ . Die räumliche Auflösung einer Messung nimmt mit wachsendem Meßabstand zu den Magnetfeldquellen ab. . . . .	23
2.8	Schematischer Aufbau eines Ringkerns. . . . .	24

2.9	Prinzip der Entstehung des Sensorsignals an der Pickup-Wicklung eines Fluxgate-Magnetometers. . . . .	25
2.10	Schematische Darstellung der Signalverarbeitung in der Elektronik eines digitalen Fluxgate-Magnetometers. . . . .	26
2.11	Aufbau eines dreikomponentigen, vektorkompensierten Ringkern-Sensor. . . . .	27
2.12	Die Amplituden-Übertragungsfunktion $T_{mag}$ des Magnetometers. . . . .	31
3.1	Die wissenschaftliche Nutzlast von Laputa befestigt am Bug eines ferngesteuerten Helikopters. . . . .	36
3.2	Die wissenschaftliche Nutzlast von Laputa untergebracht in einem Bird (orangener Zylinder) zur Durchführung von Tests mit einem ferngesteuerten Helikopter. . . . .	37
3.3	Magnetfeldmessung des Fluxgate-Magnetometers während eines Testfluges mit dem Helikopter im Sensorbezugssystem. Die $x$ -Achse des Magnetometers ist parallel zur Längsachse des Birds, die $z$ -Achse zeigt im Flug in Richtung Helikopter. . . . .	38
3.4	Leistungsdichtespektrum für die $z$ -Komponente und den Betrag des Magnetfeldes aus Abb. 3.3. . . . .	39
3.5	Dichtekontrast Helium-Luft bzw. spezifischer Auftrieb als Funktion des Verhältnisses Druck zu Temperatur $p/T$ für trockene Luft. . . . .	43
3.6	Das Luftschiff Laputa. . . . .	46
3.7	Systemdiagramm des Luftschiffes Laputa. . . . .	47
3.8	Hüllen-Konturfunktion des Luftschiffes Laputa. . . . .	48
3.9	Die Trägerstruktur des Luftschiffes. . . . .	50
3.10	Experimenteller Aufbau zur Messung des geschwindigkeitsabhängigen Schubes der Antriebsmotoren. . . . .	52
3.11	Experimentell bestimmter, geschwindigkeitsabhängiger Schub der Antriebsmotoren. . . . .	53
3.12	Definition der Körperachsen des Luftschiffes. . . . .	56
3.13	Die wissenschaftliche Nutzlast des Luftschiffes Laputa. . . . .	59
3.14	<i>Command and Control Software</i> des Luftschiffes Laputa. . . . .	60
4.1	Die mit dem GPS-Empfänger <i>GPS 18</i> ermittelte Höhe über mittlerem Meeresniveau (Mean Sea Level, MSL) bei einer Testmessung über einer ebenen Fläche. . . . .	64
4.2	Messung des Störfeldes der Antriebsmotoren von Laputa. . . . .	66
4.3	Drehvorrichtung zur Kalibration der Inklinometer. . . . .	67
4.4	Grundprinzip der Offset-Kalibrierung der Inklinometer. . . . .	68

4.5	Bestimmung des Offsets der beiden Inklinometer-Achsen (Nicken und Rollen). . . . .	69
4.6	Bestimmung des Verkipfung aus Magnetfeldmessungen. . . . .	69
4.7	Pendelnd aufgehängter Beschleunigungsmesser. . . . .	71
5.1	Oberflächensituation der Deponie Mellendorf. . . . .	76
5.2	Lage der Deponie und Wahl des Koordinatensystems für die magnetische Vermessung. . . . .	77
5.3	Der Graph der Funktion <i>Areasinus Hyperbolicus</i> sowie deren Asymptoten. . . . .	78
5.4	Messung der Anomalie des Magnetfeldbetrages über der Deponie Mellendorf im Rahmen einer Handvermessung im November 2006. . . . .	80
5.5	Messung der Vertikalgradienten des Magnetfeldbetrages über der Deponie Mellendorf im Rahmen einer bodengestützten Kartierung im November 2006. . . . .	81
5.6	Die mit GPS ermittelte Höhe über mittlerem Meeresniveau über dem Meßzeitraum für den Freiflug des Luftschiffes am 4. Mai 2007. . . . .	82
5.7	Messung der Anomalie des Magnetfeldbetrages über der Deponie Mellendorf im Rahmen einer Befliegung eines Teils der Deponie am 4. Mai 2007 . . . . .	84
5.8	Kartierter Bereich der Deponie während der Befliegung am 4. Mai 2007. . . . .	85
5.9	Magnetfeldbetrag, gemessen während des Fesselfluges am 21. November 2007. . . . .	86
5.10	Messung der Anomalie des Magnetfeldbetrages über der Deponie Mellendorf im Rahmen eines Fesselfluges am 21. November 2007. . . . .	87
5.11	Kreuzungspunkte des Flugweges des Fesselfluges vom 21. November 2007 sowie der Betrag der Differenz des dort gemessenen Magnetfeldes. . . . .	89
5.12	Vergleich des gemessenen Magnetfeldbetrages entlang eines Profils in $x$ -Richtungen bei $y = 36$ m für alle über der Deponie Mellendorf durchgeführten Messungen. . . . .	90
5.13	Vergleich der Effektivität von konventionellen bodengestützten Messungen und Luftschiff-Messungen. . . . .	93



# Tabellenverzeichnis

2.1	Suszeptibilitäten einiger Gesteine und Minerale. . . . .	14
3.1	Bruttoauftrieb und Massen der Luftschiffkomponenten von Laputa. . . . .	49
5.1	Ein Vergleich wesentlicher Eigenschaften der verschiedenen durchgeführten Messungen über der Industriedeponie Mellendorf. . . . .	91



# Kurzfassung

Die Magnetik gehört zu den am häufigsten eingesetzten Prospektionsverfahren der Angewandten Geophysik. Ziel ist es, aus der räumlichen Vermessung magnetischer Anomalien auf die Lage, Geometrie und physikalischen Parameter der sie verursachenden Störkörper zu schließen. Herkömmliche bodengestützte Magnetik-Messungen sind jedoch zeit- und kostenaufwändig, insbesondere bei schwierigen Geländebedingungen.

Luftgestützte Magnetik-Messungen erlauben hingegen eine sehr effiziente Vermessung großer und unwegsamer Gebiete. In jüngster Zeit wurden zudem eine Reihe von unbemannten Aeromagnetik-Meßsystemen entwickelt, zumeist unter Verwendung von Helikoptern oder Starrflüglern. Die vorliegende Arbeit stellt ein Meßsystem auf Basis eines ferngelenkten Luftschiffes vor. Luftschiffe sind weitestgehend unmagnetisch aufgebaut. Wegen ihrer großen Abmessungen können Sensorik und Störquellen besser räumlich separiert werden. Luftschiffe können zudem langsam und dicht über dem Boden geflogen werden, um ein hohes räumliches Auflösungsvermögen zu erreichen. Als Nachteil erweist sich ihre große Windanfälligkeit und Trägheit.

In dieser Arbeit werden die Grundlagen erörtert, die für eine Auslegung eines solchen Meßsystems erforderlich sind. Außerdem werden erste Erfahrungen, wie sie mit einem Prototyp namens *Laputa* gewonnen wurden, vorgestellt.





# 1 Einführung

## 1.1 Motivation und Zielsetzung

Die Magnetik gehört zu den am häufigsten eingesetzten Prospektionsverfahren der Angewandten Geophysik. Bereits in den 60er Jahren des 19. Jahrhunderts entwickelte der schwedische Physiker *Tobias Robert Thalén* (1827-1905) eine Methode, durch Messung der räumlichen Variation der Deklination auf die Lage und Größe von Erzlagerstätten zu schließen (Kertz 2002). Seither hat sich die Magnetik zu einem Verfahren entwickelt, das ein breites Spektrum von Anwendungen umfaßt. Neben den klassischen Aufgaben der Magnetik in der Angewandten Geophysik, nämlich der Prospektion von Rohstoffvorkommen und der geologischen Kartierung, ergeben sich heutzutage immer häufiger Anwendungen zur Lösung von umwelt- und ingenieurgeophysikalischen Problemstellungen, wie bspw. Deponie-, Altlasten- und Baugrunderkundung (Knödel, 1997, Vogelsang, 1991). Der z. T. sorglose Umgang bei der Entsorgung von Abfällen und Schadstoffen in der Vergangenheit eröffnet der Angewandten Geophysik bei der Beurteilung der Gefährdung für Boden und Grundwasser durch Deponien ein neues Arbeitsfeld.

Ziel der Magnetik ist es, die Lage und Geometrie sowie bestimmte physikalische Parameter von Störkörpern oder geologischer Strukturen zu bestimmen. Ein sinnvoller Einsatz der Magnetik ist gewährleistet, wenn erstens der Magnetisierungskontrast und zweitens das Verhältnis von Größe zu Tiefe der zu untersuchenden Störkörper oder Strukturen hinreichend groß ist (Militzer et al. 1984). Die Magnetisierung eines Störkörpers hat ein Magnetfeld zur Folge, das sich dem Erdmagnetfeld überlagert und dieses insbesondere in der Nähe des Störkörpers modifiziert. Die Modifikation des Erdmagnetfeldes oder *Anomalie* wird räumlich vermessen, und die Gestalt der Anomalie erlaubt Rückschlüsse auf die Eigenschaften des Störkörpers. Eine kurze Darstellung der physikalischen Grundlagen der Magnetik und deren Begrifflichkeiten erfolgt im Abschnitt 2.1.

Magnetik-Messungen zur Untersuchung von Deponien, Altlasten und Baugrund erfolgen überwiegend konventionell bodengestützt unter Verwendung handgeführter Sensoren. Hierbei dient die Magnetik hauptsächlich der Lokalisierung von Körpern im Untergrund oder der Bestimmung der randlichen Begrenzung einer Deponie (Vogelsang 1991). Deponien zeichnen sich gewöhnlich durch ein unruhiges Anomalienbild im Vergleich zu ihrer Umgebung ab, da sie häufig einen hohen Anteil an Eisenschrotteinlagerungen aufweisen. Wenn der Magnetisierungskontrast einzelner Störkörper zur Umgebung hinreichend groß ist (z. B. im Fall von Fässern, Autowracks o. ä.), kann die Magnetik auch helfen, Aussagen über deren Beschaffenheit zu treffen.

Vor der eigentlichen magnetischen Kartierung erfolgt i.d.R. eine geodätische Einmessung von Meßprofilen. In diesen Fällen ist also eine zweifache Begehung der zu untersuchenden Fläche notwendig. Insbesondere bei schwierigen Geländegegebenheiten kann daher die Feldarbeit mit einem hohen Zeitaufwand und ggf. mit einer erhöhten Gefährdung für das Meßpersonal verbunden sein. Der Einsatz von Flugzeugen – sowohl von Flächenflugzeugen als auch von Helikoptern – kann dazu beitragen, die für eine geophysikalische Vermessung erforderliche Zeit zu reduzieren oder die Messung auf größere oder schlecht begehbbare Gebiete auszudehnen. Solche *Aeromagnetischen Messungen* werden schon seit Mitte des 20. Jahrhunderts durchgeführt, hauptsächlich mit dem Ziel, größere Gebiete nach abbauwürdigen Bodenschätzen zu erkunden.

Darüber hinaus ermöglicht der Einsatz moderner, kompakter geophysikalischer Sensorik und Digitalelektronik den Einsatz kleiner, unbemannter Fluggeräte (engl. *Small Unmanned Aerial Vehicles, UAV*) als Trägersystem. Ihr Vorteil gegenüber bemannten Flugzeugen besteht u. a. darin, daß sie sich deutlich flexibler an die Bedürfnisse konkreter Meßvorhaben oder Meßmethoden anpassen lassen. Außerdem lassen sich diese Meßgeräte auch unter schwierigen Bedingungen einsetzen, bspw. bei Langzeitmessungen in Polargebieten. Die Steuerung und Überwachung kann hierbei von einem sicheren Ort aus geschehen. Autonome Fluggeräte, wie sie bereits heute verfügbar sind, sind darüber hinaus in der Lage, die Steuerung des Kurses anhand vordefinierter Wegpunkte eigenständig vorzunehmen (Buschmann et al. 2004). Der Verlust eines Fluggerätes ohne Besatzung stellt zudem ein Risiko dar, das unter bestimmten Bedingungen eingegangen werden kann. In den vergangenen Jahren wurden mehrere Projekte verfolgt, die die Entwicklung von unbemannten Fluggeräten für geophysikalische Einsätze vorsahen (siehe Abschnitt 1.3).

Das Ziel der vorliegenden Arbeit ist die Entwicklung und Erprobung eines Systems zur Durchführung räumlich hochauflösender aeromagnetischer Messungen unter Zuhilfenahme eines ferngelenkten Kleinluftschiffes. Das Einsatzspektrum eines solchen Systems soll die magnetische Kartierung von Flächen mit einigen Hektar Größe im Rahmen geophysikalischer und ingeniergeophysikalischer Problemstellungen umfassen. Das Luftschiff soll in geringer Höhe über Grund operieren und damit eine räumliche Auflösung ermöglichen, wie sie auch bei Messungen mit handgeführten Magnetometern erzielt wird. Durch die fluggestützte Messung und die Nutzung *Globaler Navigations-Satellitensysteme* (GNSS) entfällt eine vorherige geodätische Vermessung der Fläche. So sollte es möglich sein, die Meßzeit gegenüber konventionellen bodengestützten Messungen zu reduzieren. Außerdem sind so grundsätzlich Messungen über schlecht begehbbaren Arealen möglich.

## 1.2 Konventionelle bodengestützte Magnetik-Messungen

Konventionelle bodengestützte Magnetik-Messungen bspw. im Rahmen von Deponie-, Altlasten und Baugrunderkundung erfolgen zumeist mit handgeführten Sensoren. Da hierbei die Sensoren dicht über den Boden geführt werden, wird ein hohes räumliches Auflösungsvermögen erzielt, um bspw. einzelne Störkörper in oberflächennahen Anordnungen aufzulösen (siehe hierzu Abschnitt 2.2.2). Die Feldarbeit bei konventionellen Magnetik-Messungen erfolgt in der Regel zweistufig. Zunächst wird eine geodätische Vermessung der magnetisch zu kartierenden Fläche durchgeführt. Bestimmte Punkte wer-



Abbildung 1.1: Der Autor dieser Arbeit mit einem Overhauser-Magnetometer, wie es häufig bei konventionellen bodengestützten Messungen zum Einsatz kommt.

den verpflockt, die Stützpunkte für Profile darstellen. Die Größe der zu vermessenden Fläche sowie der Profil- und Meßpunktabstand ergeben sich aus der wissenschaftlichen Zielsetzung sowie etwaigen finanziellen und organisatorischen Randbedingungen. Nach dieser Vorbereitung der Fläche erfolgt die eigentliche magnetische Vermessung. Der Aufwand für die geodätische Vermessung kann hierbei den Aufwand für die geophysikalische Kartierung übersteigen (Schade 1997).

Die weltweite Verfügbarkeit der GNSS-Dienste und deren stetig steigende Genauigkeit erlaubt es heutzutage, diesen Nachteil konventioneller Magnetik-Messungen abzustellen. Moderne Magnetometer, wie bspw. das Overhauser-Magnetometer *GSM-19* der kanadischen Firma *GEM Systems Inc.* können mit einem GPS-Empfänger (*Global Positioning System*) verbunden werden. Im internen Speicher der Magnetometer-Elektronik können dann neben den Magnetfelddaten auch die GPS-Positionsinformationen der Meßpunkte abgelegt werden. Die von GEM Systems angebotenen Softwareprodukte erlauben es überdies, das für die Vermessung einer Fläche zu verwendende Gitternetz anhand einer digitalen Karte des Geländes vor der Messung zu definieren und in das Magnetometer zu übertragen. Während der Feldmessung gibt das Magnetometer dem Meßpersonal anhand der über GPS gewonnenen Positionsinformationen über ein Display Anweisungen, die vorher definierten Gitterpunkte anzusteuern (*Lane Guidance*). Damit ist es grundsätz-



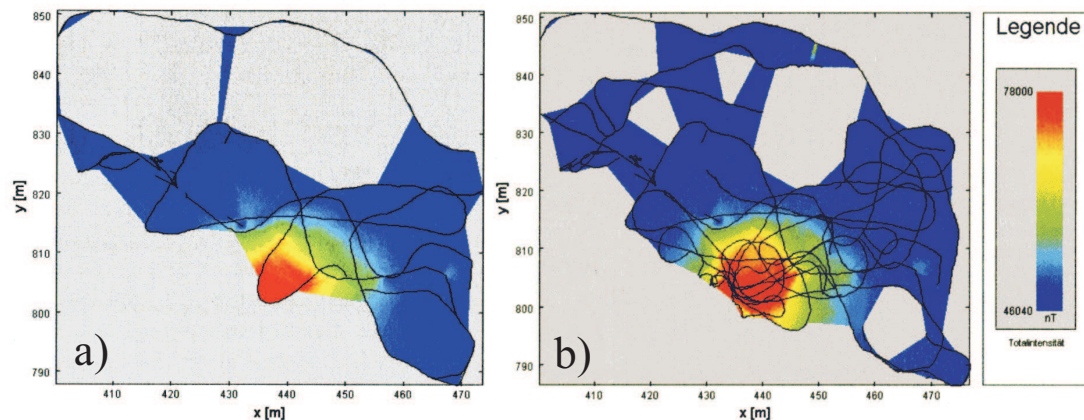


Abbildung 1.2: Beispiel einer *Random Walk* Messung über einem ehemaligen Bergwerksschacht. Teilbild a) zeigt die gemessene Totalintensität nach 8 Minuten Meßzeit, Teilbild b) nach 25 Minuten (nach Kätker 2001).

lich möglich, auf eine vorherige separate Vermessung und Verpflockung des Geländes zu verzichten, so daß eine signifikante Verringerung der Meßzeit möglich ist.

In einigen Fällen besteht das Prospektionsziel einer geomagnetischen Messung in der Lokalisierung von Störkörpern über einer Verdachtsfläche, deren Anomalie in Gestalt und Größe durch a priori Informationen eingegrenzt werden kann. In einem solchen Fall ist die Vermessung der gesamten Verdachtsfläche auf einem regelmäßigen Gitter unnötig und ineffektiv. Am Institut für Geophysik der Ruhr-Universität Bochum wurde zusammen mit der Deutschen Montan Technologie GmbH (DMT) in Essen ein Meßsystem entwickelt, das eine für diese Zwecke geeignetere Suchstrategie, den sog. *Random Walk* Ansatz verfolgt, bei dem die Verdachtsfläche entlang eines zufälligen, unregelmäßigen Weges vermessen wird (Kätker 2001). Der Störkörper gilt als detektiert, wenn sich in den Meßdaten die erwartete Anomalie abzeichnet. Durch eine Darstellung der Meßdaten in Echtzeit (Online-Darstellung) können die Meßpunkte an solchen Stellen verdichtet werden, an denen sich entsprechende Anomalien abzeichnen.

Abb. 1.2 zeigt eine Random Walk Messung, die dazu dienen sollte, eine unterirdische Schachtsäule bei Oberhausen zu lokalisieren. Teilbild a) zeigt den Meßfortschritt nach 8 Minuten Meßzeit. Bereits hier zeichnet sich eine prominente Anomalie ab, die dem Schacht zuzuordnen ist. Im weiteren Verlauf der Messung wurde die Meßpunktdichte insbesondere über diesem Gebiet erhöht. Bereits nach 25 Minuten konnte die Messung beendet werden (Teilbild b)). Eine Messung südlich des Schachts wurde durch einen Zaun verhindert.

Das Bochumer System besteht aus zwei Komponenten. Die erste Komponente ist die mobile Feldeinheit, die von dem Meßpersonal in einem Rucksack mitgeführt wird. Sie umfaßt die Datenaufnahmeeinheit des Magnetometers sowie ein DGPS-Receiver (*Differential GPS*) für die räumliche und zeitliche Referenzierung der Magnetometer-Daten. Die Daten der mobilen Feldeinheit werden über eine Funkverbindung an die stationäre Auswerteeinheit weitergeleitet. Hier erfolgt die Aufzeichnung, Überwachung, Koordination und Auswertung der Messung. Die Daten, wie Magnetfeld, Geländere relief oder Meßpunkt-

dichte sind online verfolgbar. Über Sprechfunk kann ein Operateur in der Auswerteeinheit Anweisungen an das Meßpersonal geben.

Grundlage für das Online Random Walk System bildet die Delaunay-Triangulierung, die eine effiziente Organisation irregulär verteilter Daten ermöglicht. Die Arbeit von Kätker (2001) umfaßt auch die Entwicklung eines Online-Algorithmus zur Berechnung von Raum-Wellenzahlanalysen auf Grundlage von Wavelets, die eine Glättung der Daten und die automatische Detektion von Anomalien ermöglicht.

Die beschriebene Meßmethode ist deutlich effizienter als konventionelle Messungen. Erstens entfällt eine separate geodätische Vermessung der Punkte und zweitens wird gezeigt, daß eine Meßwertaufnahme entlang eines zufälligen, unregelmäßigen Weges effektiver ist als die Vermessung entlang eines regulären Gitters. Die Online-Darstellung der Meßdaten sowie von Detektions- und Abtastkriterien erlaubt es, bereits während der Messung zu entscheiden, wann das Meßgebiet ausreichend abgetastet ist.

Bodengestützte geophysikalische Messungen erfordern eine Begehrbarkeit der zu vermessenden Fläche. In der Praxis jedoch können lokale Begebenheiten die Feldarbeit erschweren und behindern. Natürliche und künstliche Hindernisse wie Bewuchs, Gräben, Zäune oder Straßen sowie darüber hinaus Gefahren, die von Objekten oder Stoffen ausgehen (z. B. Kampfmittel, Chemikalien oder abrutschgefährdete Hänge), können dazu führen, daß der Zeitaufwand für die Vermessung der Fläche oder auch das Sicherheitsrisiko für das Meßpersonal steigt. Als Beispiel seien hier Messungen über Altlasten oder nicht erschlossenen Gebieten genannt. In manchen dieser Situationen ist es effektiver und sicherer, auf luftgestützte und/oder unbemannte Meßsysteme zurückzugreifen. Eine Auswahl fluggestützter Aeromagnetik-Meßsysteme, die eine hohe räumliche Auflösung ermöglichen, werden im folgenden Abschnitt vorgestellt.

## 1.3 Alternative Ansätze

### 1.3.1 ORAGS-VG, Oak Ridge National Laboratory

Das Oak Ridge National Laboratory (ORNL) entwickelt ein Trägersystem für aerogeophysikalische Messungen (*Oak Ridge Airborne Geophysical System, ORAGS*) basierend auf einem konventionellen bemannten Helikopter (Doll et al. 2006). Der Helikopter ist mit einem V-förmigen Vorboom und zwei Seitenbooms ausgerüstet, die der Aufnahme der Meßsensorik dienen (Abb. 1.3). Zur Messung des vertikalen Magnetfeldgradienten werden jeweils zwei Gradiometer an die äußeren Enden der seitlichen Booms angebracht. Die Positionsbestimmung erfolgt mittels Differential GPS (DGPS) mit einer Genauigkeit von 0.5 m. Die Höhe über Grund wird außerdem mit einem Laser-Altimeter bestimmt. Zusätzlich verfügt der Helikopter über ein System zur Bestimmung der Orientierung des Helikopters im Raum. Dieses System verwendet sowohl ein 3-komponentiges Fluxgate-Magnetometer als auch ein GPS-basiertes System mit vier am Helikopter verteilten Antennen. Die starre Montierung der Sensorik ermöglicht es, den Helikopter dicht über den Boden zu fliegen. Die typische Einsatzhöhe liegt bei nur 1.5 bis 2.0 m über Grund. Im offenen Gelände mit geringer Topographie sind zudem Fluggeschwindigkeiten von etwa



Abbildung 1.3: ORAGS-VG, System zur Messung des magnetischen Vertikalgradienten des Oak Ridge National Laboratory (Doll et al. 2006).

110 km/h erreichbar. Unter günstigen Voraussetzungen ist es möglich, an einem Tag etwa 800 ha magnetisch zu kartieren.

Eine zentrale Aufgabe des ORAGS-VG (VG: Vertikalgradient) ist die Detektion von oberflächennahen Kampfmittelresten. Das System ist hierbei in der Lage, metallische Objekte mit einer Masse bis hinunter zu 2 kg zu detektieren. Durch die Vertikalgradiometer-Konfiguration werden ein Großteil des Störfeldes, das durch den Helikopter erzeugt wird, eliminiert, da die beiden Einzelsensoren eines Gradiometers synchron und in etwa gleichem Abstand zum Helikopter messen. Eine Schwachstelle des Systems ist die Lagebestimmung. Roll- und Nickbewegungen, sowie Schrägflüge mit von Null verschiedenen Kurswinkel (vgl. hierzu auch Abschnitt 3.4.1 ab Seite 55) haben einen nicht unwesentlichen Einfluß auf die Position der Sensoren.

ORAGS-VG ermöglicht die magnetische Kartierung mehrere hundert mal schneller als bei bodengestützten Messungen mit handgeführten Sensoren. Dieser Vorteil kommt allerdings nur dann im vollen Umfang zu tragen, wenn größere, offene Flächen ohne hohem Bewuchs oder Bebauung vermessen werden sollen. Nur dann sind Flughöhen von 1.5 bis 2.0 m möglich, die eine räumliche Auflösung der Daten zur Folge haben, wie sie für die Detektion von Kampfmittelresten erforderlich sind.

### **1.3.2 UAV Sensor Platform, Pacific Northwest National Laboratory**

Das Pacific Northwest National Laboratory (PNNL), Richland entwickelte unter Mitwirkung des US-Helikopterherstellers Sikorsky in den Jahren 1996 und 97 eine Meßplattform für aerogeophysikalische Untergrunderkundungen unter Verwendung eines unbemannten Helikopters vom Typ Sikorsky Cypher, wie er in Abb. 1.4 dargestellt ist (Sandness et al. 1997). In dessen torusförmigen Rumpf befinden sich zwei gegenläufige Rotoren, die von einem 39 kW starken Verbrennungsmotor angetrieben werden. Der Durchmesser des Helikopters beträgt 2 m, dessen Höhe 0.79 m. Die Gesamtmasse des Helikopters beträgt 116 kg, die Nutzlastkapazität etwa 11 kg. Die typischen Flugzeiten liegen bei rund 30 Minuten. Ursprünglich wurde der Helikopter von Sikorsky für militärische Aufklä-



Abbildung 1.4: Ein unbemannter Helikopter vom Typ Sikorsky Cypher, wie er als Meßplattform für geophysikalische Messungen durch Sandness et al. (1997) verwendet wurde (Abbildung mit freundlicher Genehmigung von SPAWAR, US Navy, San Diego (USA)).

rungszwecke entwickelt und verfügt über eine leistungsfähige Flug-Kontrolleinheit (*Vehicle Mission Processor, VMP*). Die Positionsbestimmung erfolgt mittels DGPS und die Lagebestimmung mit Hilfe eines Trägheitsmeßsystem. Die Höhe über Grund wird durch ein Radar-Altimeter bestimmt. Die Meßdaten werden durch den Flugrechner an Bord des Helikopters mit einem Zeitstempel versehen und über eine Funkverbindung an eine Bodenstation gesendet. Die Bodenstation dient außerdem der Missionsplanung sowie der Überwachung wichtiger Flugparameter und der Meßwerte.

Bei einem ersten Testflug über einer etwa 30 m<sup>2</sup> großen Fläche mit Eisenschrott wurde ein Cäsium-Totalfeldmagnetometer an einem etwa 70 cm langen Boom an der Außenseite des Helikopters angebracht. Der Vergleich mit einer Handvermessung über der gleichen Fläche ergab, daß die luftgestützten Daten die wesentlichen Merkmale der Referenzmessung reproduzieren konnte. Abweichungen kamen insbesondere durch die Höhenschwankungen zustande, da das Radaraltimeter in dem beflogenen Höhenbereich zwischen 1 und 3 m nicht zuverlässig und genau arbeitete. Weitere Messungen über unterirdischen Bauwerken wurden auf militärischen Übungsgeländen durchgeführt.

Die Untersuchungen zeigen, daß der Einsatz autonomer Helikopter als geophysikalische Meßplattform eine schnelle und effektive Vermessung größerer Flächen ermöglicht. Je nach Fluggeschwindigkeit sowie Profil- und Meßpunktabstand können innerhalb der 30 Minuten Flugzeit zwischen 2 und 15 ha magnetisch kartiert werden. Die Störfelder des Helikopters werden von den Autoren mit etwa  $\pm 10$  nT angegeben und hauptsächlich durch die Motor-Zündung und den bordeigenen Generator sowie von Strukturkomponenten des Helikopters erzeugt. Obwohl im Rahmen der Studie Messungen mit mehreren Sensoren durchgeführt wurden, sind keine Gradientenmessungen dokumentiert. Mes-



sungen mit einem elektromagnetischen Induktionssensor verliefen dagegen nicht zufriedenstellend, da hierbei der Einfluß des Helikopters keine sinnvoll auswertbaren Messungen ermöglichte. Die Höhenregelung basiert auf den Messungen eines Radar-Altimeters. Da das Gerät in dem betrachteten Höhenbereich nicht zuverlässig funktioniert, hat dies Schwankungen der Flughöhe von  $\pm 1.5$  m zur Folge. Für einen Einsatz z. B. zur Kampfmittelsuche ist daher die Verwendung eines anderen Altimeters erforderlich, da das Fluggerät bei solchen Messungen in geringem und konstanten Abstand zum Boden geflogen werden müßte.

### 1.3.3 *GeoRanger*, Fugro Airborne Surveys

Die Firma Fugro Airborne Surveys entwickelte zusammen mit der Firma Insitu ein unbemanntes, autonomes Fluggerät mit hoher Reichweite für den Einsatz im Rahmen aeromagnetischer Messungen namens *GeoRanger* (Partner 2006). Das Entwicklungsprogramm begann 2003 und erstreckte sich über zwei Jahre. Mittlerweile wird das System *GeoRanger* von Fugro im Rahmen ihres aerogeophysikalischen Dienstleistungsprogramms kommerziell angeboten.

*GeoRanger* ist ein elektrisch angetriebenes Flächenflugzeug mit einer Spannweite von 3 m und einer Fluggeschwindigkeit von etwa 75 bis 100 km/h. Das System ist für die magnetische Kartierung größerer Gebiete im Rahmen der Exploration von Bodenschätzen konzipiert und kann in Höhen zwischen etwa 100 und 5000 m operieren. Die Flugzeit und Reichweite sind mit 15 h bzw. 1500 km angegeben. Gestartet wird das Flugzeug von einem Katapult aus (siehe Abb. 1.5). Nach Abschluß eines Fluges wird das Flugzeug mit einer speziellen Vorrichtung eingefangen. Diese Techniken erlauben Starts und Landungen auch in unwirtlichen Gegenden oder gar von Schiffen. Die Meßdaten werden an eine Bodenstation übertragen. Die Bedienmannschaft am Boden besteht üblicherweise aus drei bis vier Personen. Für die geophysikalische Instrumentierung sind derzeit ein Cäsium-Totalfeldmagnetometer bzw. ein 3-komponentiges Fluxgate-Magnetometer vorgesehen.

Durch geeignete Auswahl der Komponenten und Positionierung des Magnetometer-Sensors konnte erreicht werden, daß die Störfelder des Flugzeuges am Ort des Magnetometers kleiner sind als 1.5 nT. Es wurden Testflüge durchgeführt, die eine sehr gute Übereinstimmung mit klassischen aeromagnetischen Messungen ergaben. Daraufhin wurden Offshore-Messung im Golf von St. Lawrence, Kanada durchgeführt. In 24 Einzelflügen legte das Flugzeug rund 13000 Profil-Kilometer zurück. Die erreichten Flugzeiten lagen zwischen 9.2 und 12.4 h.

## 1.4 Zusammenfassung und Überblick

Bei konventionellen, bodengestützten Magnetik-Messungen erfolgt i.d.R. eine vorhergehende geodätische Einmessung der Meßpunkte. Der Aufwand dieser Vorarbeiten kann den Aufwand für die eigentliche geophysikalische Messung übersteigen. In der Praxis sind zudem häufig ungünstige Geländebedingungen vorzufinden, die den Aufwand bo-





Abbildung 1.5: Das unbemannte Fluggerät *GeoRanger* der Fa. Fugro Airborne Surveys auf einem Startkatapult (Abbildung mit freundlicher Genehmigung der Insitu, Inc., Bingen, Washington (USA)).

dengestützter Messungen weiter erhöhen. Die weltweite Verfügbarkeit von Navigations-Satellitensystemen und die Verwendung moderner Feldgeräte erlaubt es, auf eine separate geodätische Einmessung des Geländes zu verzichten. Stattdessen erfolgt die Orts- und Zeitbestimmung satellitengestützt parallel zur geophysikalischen Messung.

Ist das Ziel einer magnetischen Kartierung die Lokalisierung eines Störkörpers, dessen Anomalie durch a priori Informationen in Form und Gestalt eingegrenzt werden kann, so ist die Vermessung entlang eines zufälligen, unregelmäßigen Weges (Random Walk) deutlich effizienter als entlang eines vor der Messung festgelegten, regelmäßigen Gitters. Eine zusätzliche Online-Verarbeitung und -Darstellung der Meßdaten sowie von Abtast- und Detektionskriterien ermöglicht es, während der Messung zu entscheiden, wann eine Verdachtsfläche ausreichend abgetastet und damit das Ziel der Messung erreicht ist.

Fluggestützte Messungen erlauben einen deutlich größeren Meßfortschritt als bei bodengestützten Messungen. So lassen sich große Flächen bspw. im Rahmen der Prospektion von Rohstoffen kosteneffizient magnetisch kartieren, zumeist jedoch aus großer Höhe. Lediglich im offenen Gelände lassen sich bemannte Fluggeräte dicht über der Oberfläche fliegen. Hierdurch wird das räumliche Auflösungsvermögen erhöht, um kleine, oberflächennahe Störkörper, bspw. Kampfmittelreste, zu identifizieren (Abschnitt 1.3.1).

Der Einsatz kleiner, unbemannter Fluggeräte (Small Unmanned Aerial Vehicles, SUAV) als Trägerplattform für geophysikalische Sensorik ist i.d.R. günstiger und mit einem geringeren Risiko behaftet als der Einsatz bemannter Fluggeräte. Außerdem können un-

bemannte Fluggeräte einfacher an Bedürfnisse und Anforderungen angepaßt werden. Autonome Fluggeräte können Änderungen des Kurses anhand vorgegebener Wegpunkte selbstständig vornehmen.

Eine besondere Herausforderung für aeromagnetische Messungen an Bord unbemannter Fluggeräte stellen die Störfelder des Fluggerätes dar (Abschnitte 1.3.2 und 1.3.3), nicht zuletzt deshalb, weil die Fluggeräte zumeist sehr kompakt gebaut werden müssen. Im Rahmen dieser Arbeit soll ein Aeromagnetik-Meßsystem auf Basis eines ferngesteuerten Luftschiffes gebaut und in Hinblick auf die Einsatzfähigkeit und Felddauglichkeit getestet werden. Luftschiffe bestehen üblicherweise überwiegend aus unmagnetischen Leichtbauwerkstoffen. Zudem können die vergleichsweise großen Abmessungen dazu genutzt werden, Komponenten, die potentielle Verursacher von Störfeldern sind (z. B. Antriebseinheit), räumlich von der wissenschaftlichen Sensorik zu trennen, ohne auf Konstruktionen wie etwa Booms angewiesen zu sein. Da der Auftrieb von Luftschiffen vortriebsunabhängig ist (siehe Abschnitt 3.2), können Luftschiffe vergleichsweise gefahrlos dicht über den Boden geflogen werden, um ein hohes räumliches Auflösungsvermögen in den Meßdaten zu erreichen.

Nachdem in Kapitel 1 ein Einblick in die Problemstellung und Zielsetzung der vorliegenden Arbeit gegeben wurde, dient das folgende Kapitel 2 der Darstellung der physikalischen Grundlagen für die Dimensionierung des Luftschiff-Meßsystems. Hierzu werden kurz die Grundbegriffe der Magnetik rekapituliert (Abschnitt 2.1). Ebenso erfolgt eine Abschätzung der Größe und Gestalt der zu messenden magnetischen Anomalien sowie des zu erreichenden räumlichen Auflösungsvermögens (Abschnitt 2.2). Außerdem wird auf das Meßprinzip und die Funktionsweise eines digitalen Fluxgate-Magnetometers (Abschnitt 2.3.1) eingegangen, welches das Hauptinstrument auf dem Luftschiff ist.

Die Betrachtungen und Abschätzungen in Kapitel 2 ermöglichen erst eine Bestimmung der Einsatzparameter des Luftschiff-Meßsystems *Laputa*, das in Kapitel 3 genauer beschrieben wird. Zunächst werden jedoch die aerostatischen (Abschnitt 3.2) und aerodynamischen Grundlagen (Abschnitt 3.3) beleuchtet, die eine Berechnung oder Abschätzung wichtiger Eigenschaften des Luftschiffes, wie Nutzlastkapazität oder Höchstgeschwindigkeit (bzw. Einsatzfähigkeit bei verschiedenen Windverhältnissen) erlaubt. Hierbei wird auch auf die Abhängigkeit dieser Eigenschaften von bestimmten meteorologischen Umgebungsbedingungen, wie Temperatur oder Druck eingegangen.

In Kapitel 4 erfolgt die Darstellung von Test- und Qualifikationsmessung, die nach Fertigstellung des Luftschiffes und der Nutzlastkomponenten durchgeführt wurden. In Abschnitt 4.1 erfolgt eine Beurteilung der Genauigkeit der Höhenmessungen des verwendeten GPS-Empfängers. Die Messung der Störfelder des Fluggerätes, insbesondere der Antriebseinheit, erfolgt in Abschnitt 4.2. Zuletzt wird die Kalibration des Inklinometers in der Magnetometer-Elektronik in Abschnitt 4.3 dargestellt.

Die Erprobung des Luftschiffes unter Feldbedingungen erfolgte über einer ehemaligen Industriedeponie in Mellendorf, etwa 25 km nördlich von Hannover (Kapitel 5). Zunächst wurde die Deponie klassisch bodengestützt kartiert. Daraufhin folgte ein Freiflug und zuletzt ein Fesselflug, bei dem das Luftschiff an Leinen über die Deponiefläche gezogen wurde.

In Kapitel 6 erfolgt eine Zusammenfassung der Ergebnisse dieser Arbeit sowie ein Ausblick auf weiterführende Fragestellungen.



## 2 Grundlagen der Aeromagnetik und Abschätzung der Einsatzparameter

### 2.1 Grundlagen der Aeromagnetik

#### 2.1.1 Grundbegriffe des Magnetismus

Magnetfelder werden durch elektrische Ströme – oder noch allgemeiner formuliert – durch bewegte elektrische Ladungsträger hervorgerufen. Einen Zusammenhang zwischen dem Magnetfeld  $\vec{H}$  mit  $[\vec{H}] = 1 \text{ A m}^{-1}$  und elektrischen Strömen bzw. Stromdichten  $\vec{j}$  formulierte der französische Physiker *André-Marie Ampère* (1775-1836). Bei Vernachlässigung zeitlicher Veränderungen nimmt die unter dem Namen Ampère'sches Gesetz bekannte Beziehung folgende Form an:

$$\nabla \times \vec{H} = \vec{j}. \quad (2.1)$$

Durchsetzt das Magnetfeld  $\vec{H}$  einen Körper, so kann dieses in letzterem eine Magnetisierung hervorrufen (*induzierte Magnetisierung*). So besitzen bspw. paramagnetische Stoffe Atome mit permanentem magnetischem Dipolmoment  $\vec{\mu}$ , verursacht durch ungepaarte Elektronen in nicht vollständig gefüllten Elektronenschalen. Das magnetische Dipolmoment ist im Magnetfeld einem Drehmoment  $\vec{D} = \mu_0 \vec{\mu} \times \vec{H}$  ausgesetzt, welches bestrebt ist,  $\vec{\mu}$  im Magnetfeld auszurichten. Die Gesamtheit der ausgerichteten Dipolmomente erzeugt nun das *Magnetisierungsfeld*  $\vec{M}$ . Mit  $\vec{H}$  und  $\vec{M}$  läßt sich ein weiteres Vektorfeld, die *magnetische Flußdichte*  $\vec{B}$  definieren:

$$\vec{B} = \mu_0(\vec{H} + \vec{M}). \quad (2.2)$$

Hierbei ist  $\mu_0 = 4\pi \cdot 10^{-7} \text{ Vs A}^{-1} \text{ m}^{-1}$  die magnetische Permeabilität des Vakuums. Die Einheit der magnetischen Flußdichte ist  $[\vec{B}] = 1 \text{ Vs m}^{-2} = 1 \text{ T (Tesla)}$ . Der Zusammenhang zwischen der magnetischen Flußdichte und dem Magnetfeld läßt sich mit Hilfe der einheitenlosen *Permeabilitätszahl*  $\mu_r$  auch wie folgt formulieren:

$$\begin{aligned} \vec{B} &= \mu_0 \mu_r \vec{H} \\ &= \mu_0 \vec{H} + \mu_0(\mu_r - 1)\vec{H} \\ &= \mu_0(\vec{H} + \kappa \vec{H}), \end{aligned} \quad (2.3)$$

Gestein/Mineral	Suszeptibilität $\kappa$ [1]
<i>Gesteine</i>	
Sedimente	$10^{-6} \dots 10^{-4}$
Metamorphe Gesteine	$10^{-6} \dots 10^{-1}$
Vulkanische Gesteine	$10^{-4} \dots 10^{-1}$
<i>Minerale</i>	
Eis	$-0.9 \cdot 10^{-5}$
Steinsalz	$-10^{-5}$
Quarz	$-1.5 \cdot 10^{-5}$
Calcit	$-1.4 \cdot 10^{-5}$
Hämatit	$6.5 \cdot 10^{-3}$
Pyrrhotit	1.5
Magnetit	6

Tabelle 2.1: Suszeptibilitäten einiger Gesteine und Minerale (nach Reynolds, 1997 und Lowrie, 1997).

wobei  $\kappa = \mu_r - 1$  die *magnetische Suszeptibilität* ist. Ein Vergleich von Gl. 2.2 und Gl. 2.3 ergibt:

$$\vec{M} = \kappa \vec{H}. \quad (2.4)$$

Die Größen  $\mu_r$  und  $\kappa$  sind materialabhängig und i. a. nur für kleine Magnetfelder konstante Größen. Sie beschreiben, wie gut sich ein Körper magnetisieren läßt. Im Vakuum ist  $\mu_r = 1$  und  $\kappa = 0$ . Nach der Permeabilitätszahl bzw. Suszeptibilität kann man drei Stoffgruppen unterscheiden: *Diamagnetika* weisen Magnetisierungen  $\vec{M}$  auf, die dem äußeren Magnetfeld  $\vec{H}$  entgegengerichtet sind, das äußere Magnetfeld also abschwächen. Demnach sind  $\kappa < 0$  und  $\mu_r < 1$ . Zu den überwiegend diamagnetische Mineralien gehören z. B. Quarz, Feldspat, Gips und Steinsalz. Diamagnetische Effekte sind schwach ausgeprägt, und die Suszeptibilität beträgt typischerweise  $-10^{-5}$ . Die Magnetisierung von *Paramagnetika* ist parallel zum äußeren Magnetfeld. Typische Suszeptibilitäten von Paramagnetika betragen etwa 1. Pyroxen, Olivin, Amphibole oder Biotit sind paramagnetische Minerale. Zu der Gruppe der *Ferromagnetika* zählen solche Stoffe mit  $\kappa \gg 1$  und  $\mu_r \gg 1$ . Ihr Magnetisierungsfeld führt zu einer deutlichen Verstärkung des ursprünglichen magnetisierenden Magnetfeldes  $\vec{H}$ . Ferromagnetische Elemente sind Eisen, Kobalt und Nickel. Zu den ferromagnetischen Mineralen zählen Eisen-Titan-Verbindungen wie Magnetit, Ilmenit oder Hämatit sowie Eisen-Schwefel-Verbindungen wie Pyrrhotit. Eine tabellarische Aufstellung von Suszeptibilitäten einiger Gesteine und Mineralien findet sich in Tab. 2.1. Bei der Deponie- und Altlastenerkundung bestehen die Störkörper häufig aus Eisen oder Stahl mit typischen Suszeptibilitäten von  $\kappa \approx 10 \dots 130$  (Breiner 1973). Für Industriemaschinen gibt Knödel (1997) Werte zwischen  $10^{-2}$  und  $10^{-1}$  an.

Die Magnetisierung eines Körpers kann neben der induzierten Magnetisierung – im Folgenden als  $\vec{M}_i$  bezeichnet – jedoch auch einen Anteil aufweisen, der bei  $\vec{H} = 0$  einen von Null verschiedenen Wert hat (*remanente Magnetisierung*  $\vec{M}_r$ ).  $\vec{M}_r$  ist nicht notwen-



digerweise parallel zu  $\vec{H}$ . Die Orientierung und Größe der resultierenden Magnetisierung  $\vec{M} = \vec{M}_i + \vec{M}_r$  bestimmt jedoch Gestalt und Größe der Anomalie in der gemessenen magnetischen Flußdichte  $\vec{B}$ . Die Auswertung magnetischer Anomalien in Hinblick auf die Bestimmung gesteinsphysikalischer Parameter ist somit also deutlich schwieriger als bspw. die Interpretation gravimetrischer Anomalien, da letztere allein von dem (skalarem) Dichtekontrast des Körpers zur Umgebung abhängen (Reynolds 1997).

Das Verhältnis zwischen remanenter und induzierter Magnetisierung wird durch den *Königsberger-Faktor* angegeben:

$$Q = \frac{M_r}{M_i} = \frac{M_r}{\kappa H}. \quad (2.5)$$

In eisenfreien Sedimenten und metamorphen Gesteinen ist der Königsberger-Faktor mit typ.  $Q < 1$  besonders klein und in Vulkangestein und schnell abgekühlten Basalten mit typ.  $Q \approx 10 \dots 50$  besonders groß (Reynolds 1997). Barrows und Rocchio (1990) unternahmen Feldstudien zur Magnetisierung von unterirdischen Tanks und Fässern aus Eisen und Stahl. Sie kommen zu dem Ergebnis, daß induzierte und remanente Magnetisierung für solche Objekte von gleicher Größenordnung sind. Besteht ein Objekt aus einer größeren Anzahl von Teilen, so ist die Wahrscheinlichkeit für eine Anordnung der Teile, die eine gegenseitige Aufhebung der remanenten Magnetisierungen bewirkt, höher als für eine Anordnung, die eine Summierung zur Folge hat. Für solche Objekte ist also anzunehmen, daß die induzierte Magnetisierung überwiegt (Breiner 1973).

Wie bereits weiter oben erwähnt, ist der Zusammenhang zwischen der induzierten Magnetisierung und dem Magnetfeld für einige Materialien nur für einen bestimmten Magnetfeldbereich linear. Für ferromagnetische Stoffe ergibt sich ein Zusammenhang, wie er in Abb. 2.1, Teilbild a) schematisch dargestellt ist. Bei einem bestimmten Magnetfeld  $\vec{H}$  erfolgt keine weitere Zunahme der Magnetisierung  $\vec{M}$ . Das Material befindet sich in der magnetischen *Sättigung*, die entsprechende Magnetisierung heißt *Sättigungsmagnetisierung*  $\vec{M}_{sat}$ . Dieses Verhalten läßt sich wie folgt erklären: Ferromagnetische Stoffe besitzen *magnetischen Domänen*, innerhalb derer die Magnetisierung konstant ist (Teilbild b)). Der rote Pfeil in der Abbildung gibt die Richtung des äußeren Magnetfeldes an. Nimmt dieses Magnetfeld zu, wachsen zunächst diejenigen Domänen an, deren Magnetisierung weitestgehend parallel zu  $\vec{H}$  verläuft. Die Domänen mit hierzu senkrechter Magnetisierung schrumpfen in entsprechender Weise. Bei weiter wachsendem Magnetfeld erfolgt eine Orientierung der verbleibenden Domänen parallel zu  $\vec{H}$ , was mit einer Reduzierung der Suszeptibilität  $\kappa = dM/dH$  einhergeht. Sind alle Domänen parallel zu  $\vec{H}$  ausgerichtet, erfolgt keine weitere Zunahme der Magnetisierung, das Material ist magnetisch gesättigt.

Wird nun  $\vec{H}$  auf den Wert Null zurückgeführt, so verbleibt bei ferromagnetischen Stoffen selbst bei einer anfänglich verschwindenden Magnetisierung eine Restmagnetisierung (remanente Magnetisierung  $M_r$ ), da insbesondere die Reorientierung der Domänen ein irreversibler Prozeß ist. Erst bei einem bestimmten Magnetfeld in entgegengesetzter Richtung, dem sog. *Koerzitivfeld*  $H_c$ , verschwindet die Magnetisierung komplett. *Hartmagnetische Materialien* haben großes  $M_r$  und  $H_c$ , und lassen sich nur mit vergleichsweise großem Energieaufwand ummagnetisieren. *Weichmagnetische Materialien*, wie sie auch

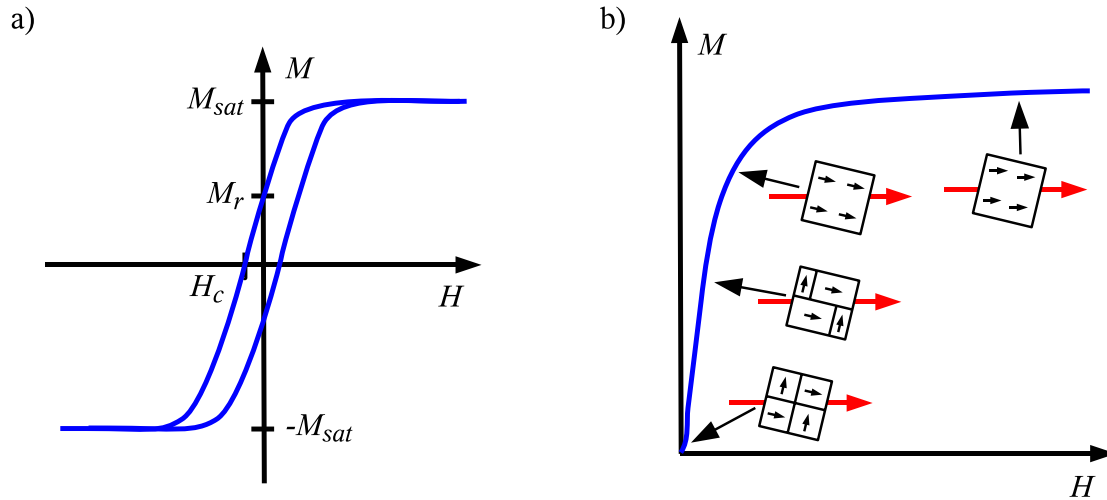


Abbildung 2.1: Hysteresis-Schleife (Teilbild a)) und schematische Darstellung der Magnetisierung in einem ferromagnetischen Stoff (Teilbild b)) (nach Sharma 1976).

für die Kerne von Fluxgate-Magnetometern (siehe Abschnitt 2.3.1 ab Seite 22) verwendet werden, haben dagegen kleines  $M_r$  und  $H_c$  und lassen sich leicht ummagnetisieren.

Bildet man die Divergenz von Gl. 2.2 und berücksichtigt  $\nabla \cdot \vec{B} = 0$ , so erhält man:

$$\nabla \cdot \vec{H} = -\nabla \cdot \vec{M}. \quad (2.6)$$

Im Gegensatz zu den  $\vec{B}$ -Feldlinien sind also die  $\vec{H}$ -Feldlinien keine geschlossenen Kurven. Für eine homogen magnetisierte Kugel mit  $\kappa > 0$  sind die beiden Felder in Abb. 2.2 dargestellt. Die  $\vec{H}$ -Feldlinien beginnen und enden auf der Oberfläche der Kugel, wo  $\nabla \cdot \vec{M} \neq 0$  ist. Bemerkenswert ist, daß das durch die Magnetisierung hervorgerufene Magnetfeld im Inneren der Kugel  $\vec{H}_d$  antiparallel zum äußeren Magnetfeld  $\vec{H}_0$  verläuft, das die Magnetisierung hervorruft.  $\vec{H}_d$  ist das sog. *Entmagnetisierungsfeld*. Ist  $\vec{H}_0 \approx 40 \text{ A m}^{-1}$  das Erdmagnetfeld in mittleren magnetischen Breiten, so sind die Magnetisierungen typischer Gesteine mit rund  $1 \text{ A m}^{-1}$  und das damit verbundene Entmagnetisierungsfeld vernachlässigbar klein. In Gesteinen mit einem hohem Anteil magnetischer Minerale oder auch in metallischen Objekten in Deponien und Altlasten erreicht die Suszeptibilität jedoch Werte von  $\kappa > 1$ . Hier führt das Entmagnetisierungsfeld zu einer signifikanten Abschwächung des magnetisierenden Feldes, und damit erfolgt eine schwächere Magnetisierung des Materials trotz hoher Suszeptibilität. Der Effekt der Entmagnetisierung ist abhängig von der Form des magnetisierten Körpers und von dessen Orientierung im äußeren Magnetfeld. Für eine detaillierte Darstellung der Entmagnetisierung sei auf Jackson (1962), Grant und West (1965), Sharma (1976) oder Lowrie (1997) verwiesen.

## 2.1.2 Aeromagnetik

Mit dem Aufkommen der Fluxgate-Magnetometer (siehe Abschnitt 2.3.1) in den 30er Jahren des letzten Jahrhunderts, die im Vergleich zu den bis dahin verwendeten Feldwaa-



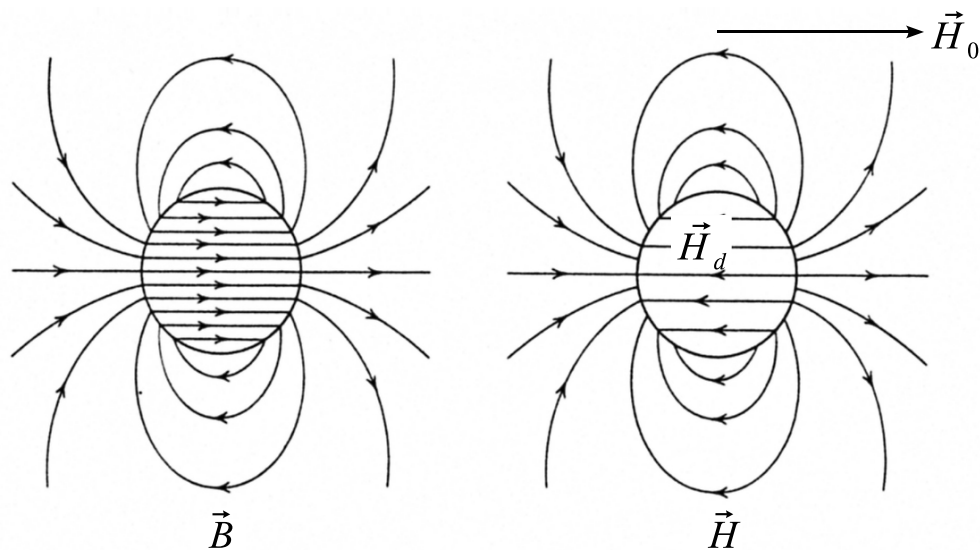


Abbildung 2.2:  $\vec{B}$ - und  $\vec{H}$ -Feldlinien für eine homogen magnetisierte Kugel. Die  $\vec{B}$ -Feldlinien sind geschlossene Kurven wegen  $\nabla \cdot \vec{B} = 0$ , während die  $\vec{H}$ -Feldlinien von der Oberfläche der Kugel ausgehen (nach Jackson 1962).

gen (engl. Schmidt-type magnetometer) mechanisch deutlich unempfindlich sind, wurde es möglich, magnetische Messungen auch von Flugzeugen aus zu tätigen. Heutzutage werden ein Großteil aller magnetischen Messungen im Rahmen überregionaler geophysikalischer Kartierungen oder der Exploration von Lagerstätten fluggestützt durchgeführt. Der Grund hierfür ist die hohe Kostenersparnis dieser Methode gegenüber einer bodengestützten Messung, insbesondere bei der Vermessung größerer Flächen.

Im Rahmen konventioneller aeromagnetischer Messungen kommen heutzutage überwiegend Protonen- oder Cäsium-Magnetometer zur Messung des Magnetfeld-Betrages zum Einsatz. Die Messung von Magnetfeld-Komponenten ist aufgrund der hohen Anforderungen an die hierzu notwendige Orientierungsbestimmung des Fluggerätes bislang nicht gebräuchlich. Auch fluggestützte Gradiometer-Messungen gehören zum Repertoire der meisten geophysikalischen Dienstleistungs-Unternehmen oder Forschungseinrichtungen.

Als Fluggeräte kommen sowohl Flächenflugzeuge als auch Helikopter zum Einsatz. Für den Einbau des Magnetometers gibt es zwei grundsätzliche Strategien (Militzer et al. 1984):

**Fester Einbau:** Das Magnetometer wird fest im, häufiger jedoch außerhalb am Flugzeug installiert (*Stinger*). Dabei bestimmt die Anordnung des Magnetometers am Flugzeug wesentlich die Genauigkeit der Messung. Üblicherweise wird daher das Magnetometer an einer Stelle angebracht, die eine möglichst große Separierung des Sensors von Störfeldern ermöglicht. In der Regel sind die Motoren die Hauptverursacher magnetischer Störfelder (vgl. hierzu Abschnitt 1.3.2). Einige Systeme sind darüber hinaus mit Vorrichtungen ausgerüstet, die eine z. T. aktive Kompensation der durch das Flugzeug entstandenen Störfelder erlauben, da letztere auch von bestimmten Betriebsparametern des Flugzeuges sowie dessen Orientierung im Erdmagnetfeld abhängig sind. Die Stinger-Variante ist die in der Aeromagnetik am

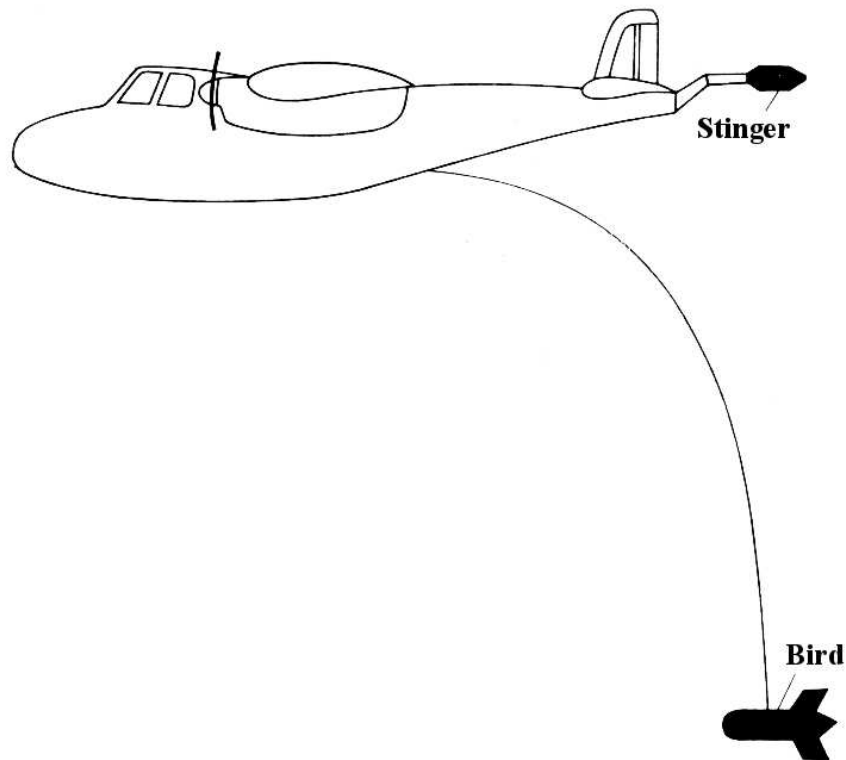


Abbildung 2.3: Möglichkeiten der Anbringung eines Magnetometers an ein Flugzeug. Feste Installation (*Stinger*), Unterbringung in Schleppsonde (*Bird*). Beide Varianten bestehen grundsätzlich auch bei Helikoptern (nach Militzer et al. 1984).

weitesten verbreitete Methode, da sich der Sensor stets in einer definierten, reproduzierbaren Position zum Flugzeug befindet (Nabighian et al. 2005).

**Unterbringung in einer Schleppsonde:** Das Magnetometer wird in einem aerodynamisch geformten Körper untergebracht, der über ein Seil mit dem Flugzeug verbunden ist (*Bird*). Bei Flächenflugzeugen erfolgt hierbei ein Abseilen des *Birds* nach dem Start mit einer Winde sowie ein Einholen kurz vor der Landung. Der Abstand des *Birds* vom Flugzeug beträgt je nach Einsatzzweck zwischen 20 und 150 m. Der große Abstand zum Fluggerät bewirkt eine bessere geometrische Abschwächung von Störfeldern des Flugzeuges als bei der oben beschriebenen *Stinger*-Variante. Als Nachteil des *Birds* gilt dessen Einfluß auf die Flugeigenschaften (vgl. Abschnitt 3.1.2).

Eine konventionelle aeromagnetische Vermessung erfolgt entlang äquidistanter Profile. Senkrecht hierzu werden Kontrollprofile geflogen (Abb. 2.4). Die Differenz der Messungen an den Schnittpunkten der Profile ermöglicht es, die Qualität der Messung zu beurteilen. Der Profilabstand und die Flughöhe variieren je nach Einsatzzweck. Bei überregionalen magnetischen Kartierungen größerer Flächen beträgt der Profilabstand z. T. 2 km und die Höhe einige Kilometer. Bei der Lagerstättensuche ist dagegen ein höheres räumliches Auflösungsvermögen erforderlich. In diesem Fall beträgt der Profilabstand etwa 200 m und die Flughöhe zwischen 30 und 150 m (Militzer et al. 1984).

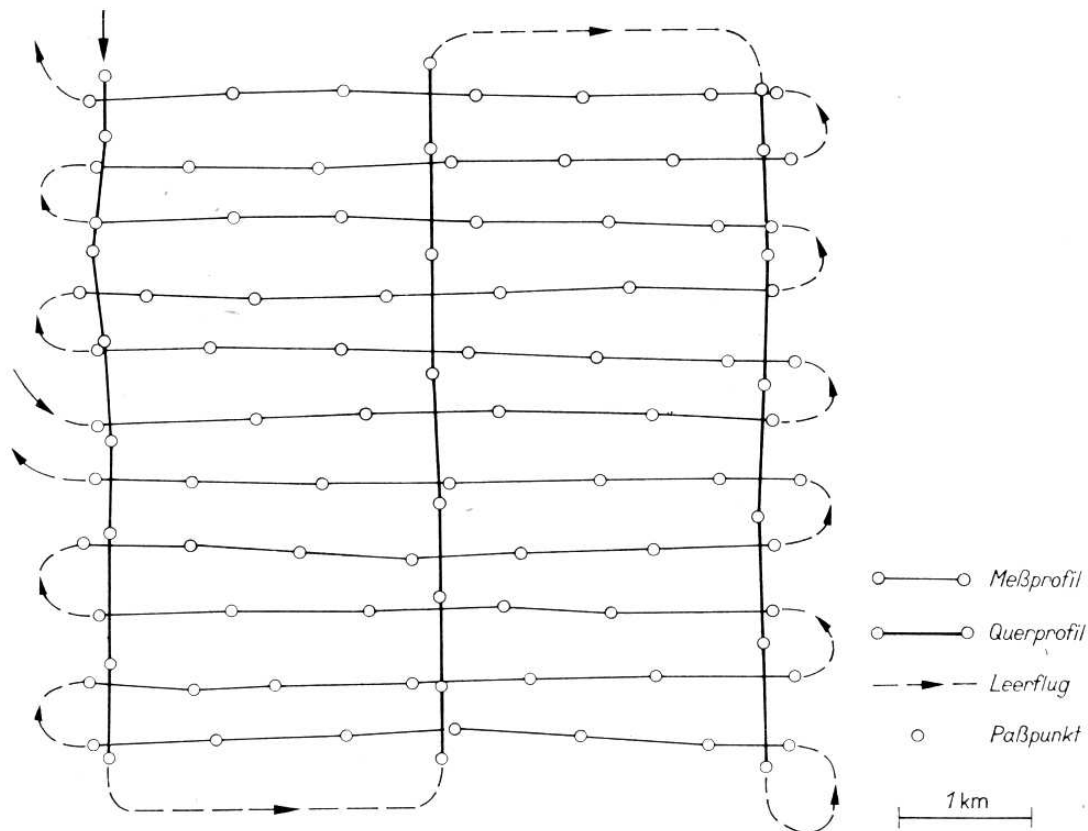


Abbildung 2.4: Beispiel eines aeromagnetischen Flugnetzes mit Kontrollprofilen (Militzer et al. 1984).

Die Positionsbestimmung bei aeromagnetischen Messungen erfolgt heutzutage nahezu ausschließlich über GNSS, die Echtzeit-Positionsbestimmung mit einer Genauigkeit von einem Meter und darunter erlaubt. Ältere Methoden zur Flugwegbestimmung, wie Luftbildkartierung oder Funkpeilung sind weitestgehend verdrängt.

## 2.2 Abschätzung der Magnetfeldanomalien

### 2.2.1 Größenordnung der Magnetfeldanomalien

Bei der Erkundung von Baugrund, Deponien, Altlasten oder archäologischen Fundstellen sind die Störkörper häufig lokalisierte, kompakte Körper mit räumlichen Abmessungen, die viel kleiner sind als der Abstand zwischen Meßgerät und Störkörper. In diesem Fall befindet man sich im Fernfeld des Störkörpers, und ein geeignetes Modell zur Beschreibung des Magnetfeldes dieser Störkörper ist die homogen magnetisierte Kugel (Knödel 1997). Betrachtet man zunächst nur die durch das Umgebungsfeld induzierte Magnetisierung, so ist deren relative Magnetfeldanomalie  $\delta B/B_0$  entlang eines horizontalen Profils

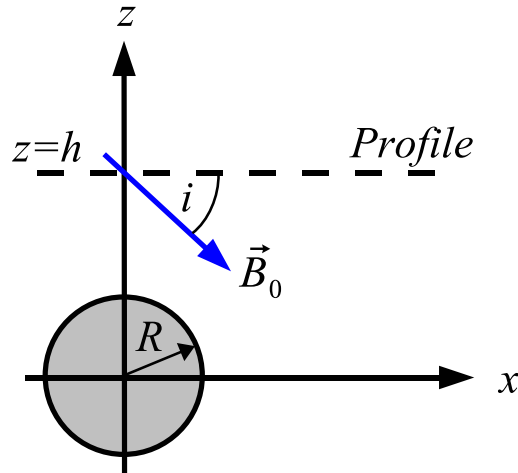


Abbildung 2.5: Über einer homogen magnetisierten Kugel mit Radius  $R$  verläuft ein horizontales Profil in der Höhe  $h$ . Das umgebende Magnetfeld  $\vec{B}_0$  hat die Inklination  $i$ .

gegeben durch (ein Fehler in der entspr. Gleichung in Knödel (1997) wurde hier berichtigt):

$$\frac{\delta B}{B_0} = \frac{1}{3} R^3 \kappa \frac{3h^2 \sin^2 i + 3x^2 \cos^2 i \cos^2 \alpha - 6xh \sin i \cos i \cos \alpha - x^2 - h^2}{(x^2 + h^2)^{5/2}}. \quad (2.7)$$

Hierbei ist  $B_0$  das ungestörte Hintergrund-Magnetfeld,  $R$  der Radius der Kugel,  $\kappa$  die magnetische Suszeptibilität,  $h$  der vertikale Abstand des Profils vom Kugelmittelpunkt,  $i$  die Inklination des Magnetfeldes  $B_0$ ,  $x$  die Profilkordinate und  $\alpha$  die Profilorientierung gegen magnetisch Nord (siehe Abb. 2.5).

Um den Maximizeffekt abzuschätzen, setzt man in Gl. 2.7  $x = 0$ ,  $i = 90^\circ$  und  $\alpha = 0$  und erhält:

$$\frac{\delta B_{max}}{B_0} = \frac{2}{3} \kappa \left( \frac{h}{R} \right)^{-3}. \quad (2.8)$$

Für Deponiematerial ist  $\kappa \approx 10 \dots 130$  (Breiner 1973) und  $R \approx 0.1$  m, so daß für mittlere magnetische Breiten mit  $B_0 \approx 50000$  nT folgt:

$$\delta B_{max} \approx 470 \text{ nT m}^3 h^{-3}. \quad (2.9)$$

Die Flughöhe  $h$  sollte nun so gewählt werden, daß sich die typischen Anomalien deutlich von den zu erwartenden Störfeldern (einige Nanotesla, siehe Abschnitt 4.2) absetzen. Für eine Höhe von  $h = 2$  m ist mit Anomalien von einigen zehn Nanotesla zu rechnen. Daher ist eine extrem niedrige Befliegung mit dem Luftschiff notwendig.

Das Anomalienfeld fällt mit der dritten Potenz des Abstandes zwischen Störkörper und Magnetfeld-Meßgerät ab, so daß bereits eine Verdopplung dieses Abstandes eine Verringerung der Anomalie auf etwa ein Zehntel des Ausgangswertes zur Folge hat. Eine

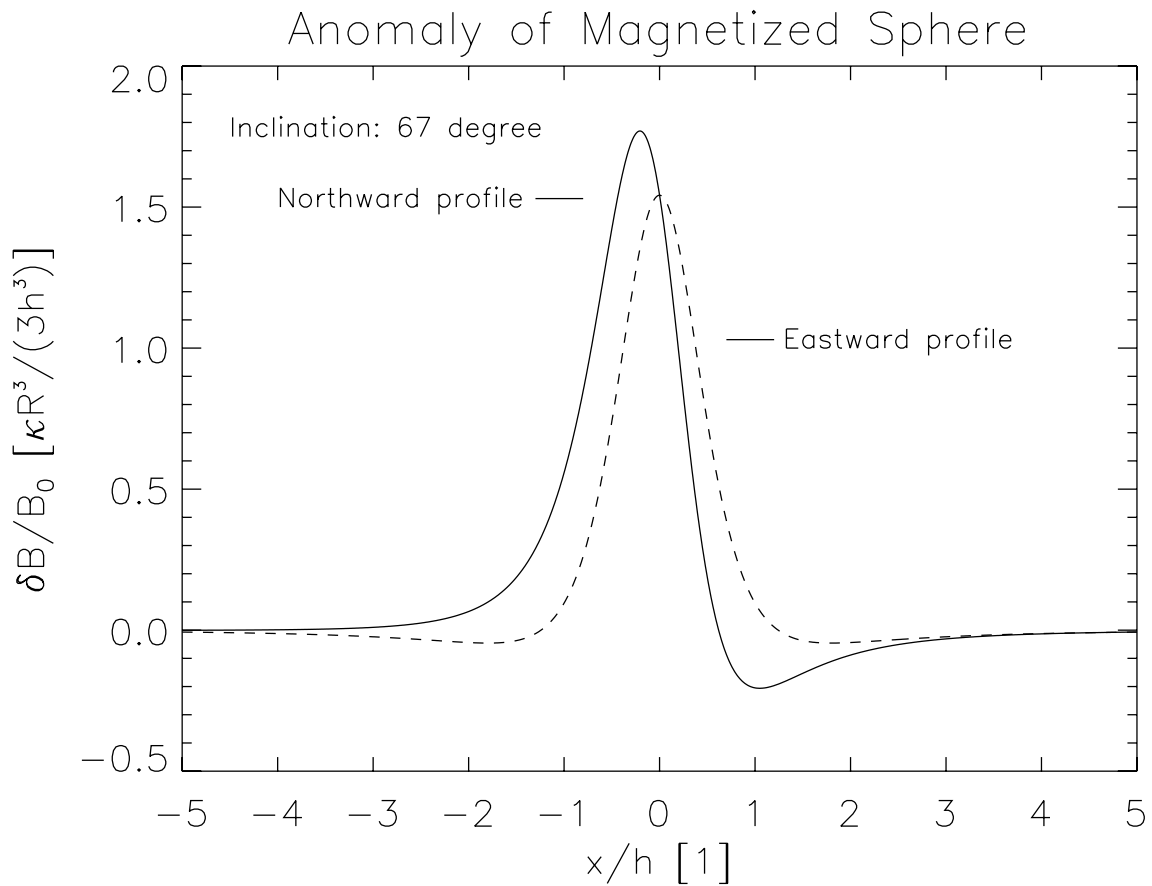


Abbildung 2.6: Relative magnetische Anomalie für eine homogen magnetisierte Kugel entlang eines Nord- ( $\alpha = 0$ ) und Ostprofils ( $\alpha = 90^\circ$ ) für eine Inklination von  $i = 67^\circ$ .

Abschätzung des Vertikalgradienten läßt sich durch Ableitung von Gl. 2.9 nach  $h$  vornehmen:

$$\frac{d(\delta B_{max})}{dh} \approx -1400 \text{ nT m}^3 h^{-4}. \quad (2.10)$$

Nimmt man wieder  $h = 2 \text{ m}$  an, so ergibt sich auf dieser Höhe ein Vertikalgradient von etwa  $-90 \text{ nT m}^{-1}$ . Fordert man eine Genauigkeit der Magnetfeldmessung von  $10 \text{ nT}$ , so ist es also notwendig, die Flughöhe des Luftschiffes etwa auf  $10 \text{ cm}$  genau zu bestimmen.

### 2.2.2 Räumliche Skalen der Magnetfeldanomalien und räumliches Auflösungsvermögen

Eine weitere Größe, die die Anomalie eines Störkörpers charakterisiert, ist die Wellenlänge  $\lambda$ . Sie ist ein Maß für die räumliche Ausdehnung der Anomalie. In Abb. 2.6 ist die relative magnetische Anomalie einer homogen magnetisierten Kugel aus Gl. 2.7 für  $i = 67^\circ$ , der typischen Inklination in mittleren magnetischen Breiten, entlang eines Nord- ( $\alpha = 0$ ) und Ostprofils ( $\alpha = 90^\circ$ ) dargestellt. Nach Militzer et al. (1984) entspricht der

Wellenlänge die doppelte Halbwertsbreite der Profile. Aus der Abbildung läßt sich die Wellenlänge demnach zu

$$\lambda \approx 2h \quad (2.11)$$

abschätzen. In der Gravimetrie und Magnetik wird der Zusammenhang aus Gl. 2.11 häufig als Faustregel verwendet, um unter Annahme eines kompakten Störkörpers die Störkörpertiefe aus der Breite der Anomalie abzuschätzen (Reynolds 1997, S. 177).

Mit zunehmender Flughöhe nimmt also nicht nur die Größe der Anomalie ab, sondern diese wird auch breiter und erscheint in einer graphischen Darstellung der Meßdaten deshalb auch weniger deutlich ausgeprägt. Dies wirkt sich außerdem auf das räumliche Auflösungsvermögen der Messung aus, also die Möglichkeit, eng beeinanderstehende Quellen als Einzelquellen zu identifizieren. Dies ist in Abb. 2.7 veranschaulicht: Drei gleich große, vertikale Dipole sind nebeneinander im Abstand  $a$  angeordnet. Im Diagramm dargestellt ist nun das Magnetfeld der drei Dipole für jeweils drei Profile, die in unterschiedlicher Höhe  $h$  über der kettenartigen Anordnung der Dipole verlaufen. In dem Profil, das in einer Höhe  $h = a/2$  verläuft, sind die drei Dipole klar getrennt erkennbar. In einer Höhe  $h = a$  überlappen sich die Magnetfelder der drei Dipole schon so weit, daß der Effekt der Einzelquellen in dem Profil gerade noch erkennbar ist. Bei einer Profilhöhe von  $h = 2a$  sind die Einzelquellen nun gar nicht mehr auflösbar (Nettleton 1976, S. 366ff). Ein räumlicher Abstand zwischen Meßprofil und Magnetfeldquellen bewirkt offenbar eine Unterdrückung von räumlichen Skalen in den Daten, die kleiner als der Abstand sind. Als Faustregel kann festgehalten werden, daß das räumliche Auflösungsvermögen bei aeromagnetische Messungen für oberflächennahe Objekte etwa der Flughöhe über Grund entspricht.

## 2.3 Fluxgate-Magnetometer

### 2.3.1 Funktionsweise eines Fluxgate-Magnetometers

Fluxgate-Magnetometer, auch Saturationskern-Magnetometer oder Förster-Sonden genannt, sind Magnetfeldmeßgeräte, die die Messung der Magnetfeldkomponenten ermöglichen. Fluxgate-Magnetometer finden seit Mitte des 20. Jahrhunderts Anwendung, insbesondere im Rahmen geophysikalischer Messungen oder Weltraummissionen, aber auch in der Ingenieur-, Bio- und Medizintechnik. Eine gute Darstellung der Fluxgate-Technik vermitteln bspw. Primdahl (1979), Bornhöfft und Trenkler (1989) oder Auster et al. (1995).

Ein Fluxgate-Magnetometer besteht aus einem Sensor und einer Elektronik-Einheit. Ein Fluxgate-Sensor wiederum besteht aus jeweils einem sog. *Kern* je zu messender Komponente, für den verschiedene Formgebungen entwickelt wurden. Der Aufbau eines einkomponentigen Fluxgate-Sensors mit einem Kern ist in Abb. 2.8 am Beispiel eines *Ringkernes* schematisch dargestellt. Ein aus Ringkernen aufgebauter Sensor wird auch im Rahmen dieser Arbeit verwendet. Außerdem gebräuchlich sind Fluxgate-Magnetometer mit *Stabkernen*. Durch eine Anregungswicklung (engl.: excitation coil) wird ein Wechselstrom mit der Anregungsfrequenz  $f_{exc}$  geleitet, der das weichmagnetische Material des

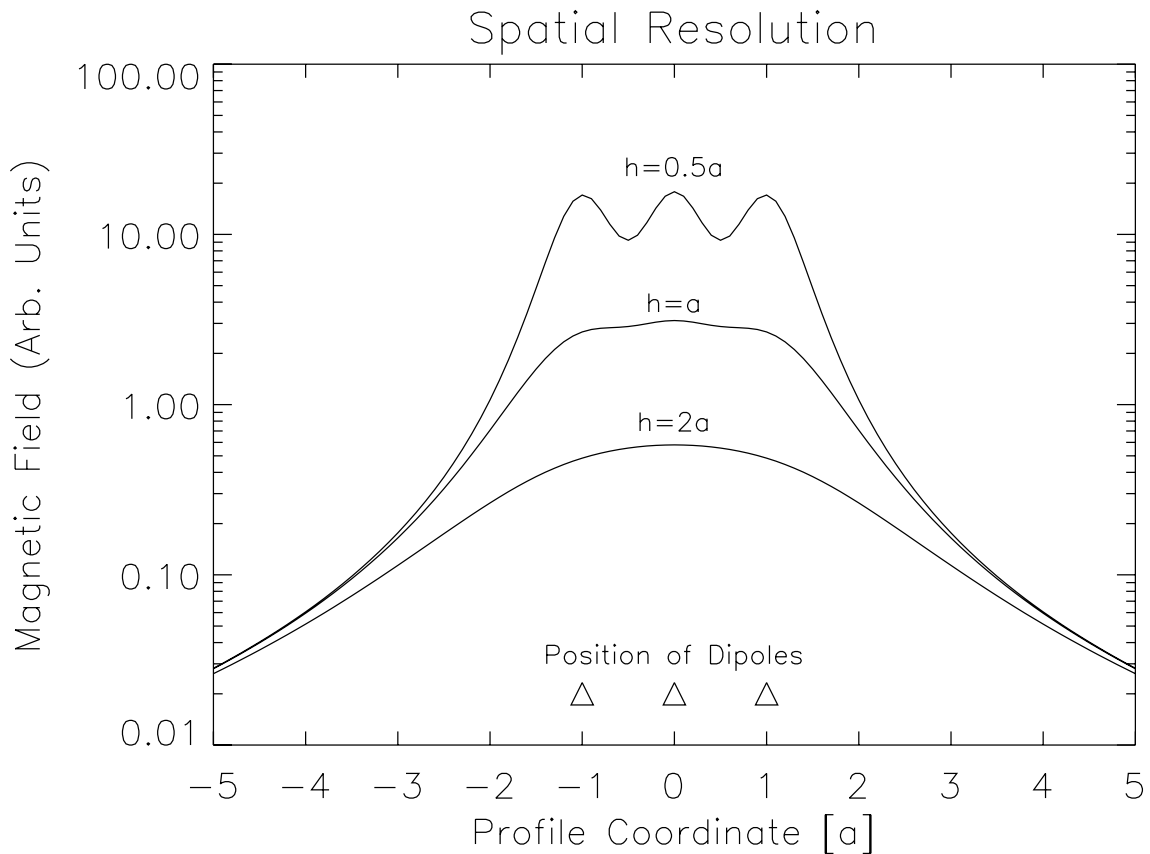


Abbildung 2.7: Das Magnetfeld dreier nebeneinander im Abstand  $a$  angeordneter Dipole entlang dreier horizontaler Profile mit unterschiedlicher Höhe  $h$ . Die räumliche Auflösung einer Messung nimmt mit wachsendem Meßabstand zu den Magnetfeldquellen ab.

Ringkernes periodisch bis in die Sättigung magnetisiert. Die Anregungsfrequenz  $f_{exc}$  beträgt bei Ringkern-Sensoren üblicherweise etwa 10 kHz. Im Ringkern wird hierdurch ein Anregungsfeld  $H_{exc}$  induziert, welches aufgrund der Geometrie im oberen und unteren Kernsegment stets entgegengesetztes Vorzeichen hat und gleich groß ist. Um den Ringkern befindet sich eine weitere Wicklung, die Pickup- oder Sekundär-Wicklung. Bei verschwindendem äußeren Magnetfeld  $H_0 = 0$  ist der magnetische Nettofluß durch die von der Pickup-Wicklung umschlossene Fläche zeitlich konstant, und bei Betrachtung eines idealisierten Magnetometers tritt somit keine Induktionsspannung an den Enden der Pickup-Wicklung auf.

Ist der Ringkern nun von einem äußeren Magnetfeld  $H_0$  umgeben, dessen Komponente parallel zu dem oberen und unteren Kernsegment (der Sensitivitätsachse des Ringkerns in Abb. 2.8) nicht verschwindet, wird die Symmetrie der Betrachtung für den Fall  $H_0 = 0$  gebrochen. Dies ist in Abb. 2.9 veranschaulicht. In Teilbild a) ist das Anregungsfeld für die beiden Kernsegmente (oberes Kernsegment: durchgezogene Linien, unteres Kernsegment: gestrichelte Linien) über der Zeit dargestellt. Durch das äußere Magnetfeld  $H_0$  verschiebt sich nun der Arbeitspunkt entlang der Kurve im  $B$ - $H$ -Diagramm (Teilbild b)). Hierdurch erreicht das Kernmaterial für den Fall, in dem das Anregungsfeld  $H_{exc}$  parallel zum Hintergrundmagnetfeld  $H_0$  ist, früher die Sättigung, als für den Fall, in dem  $H_{exc}$



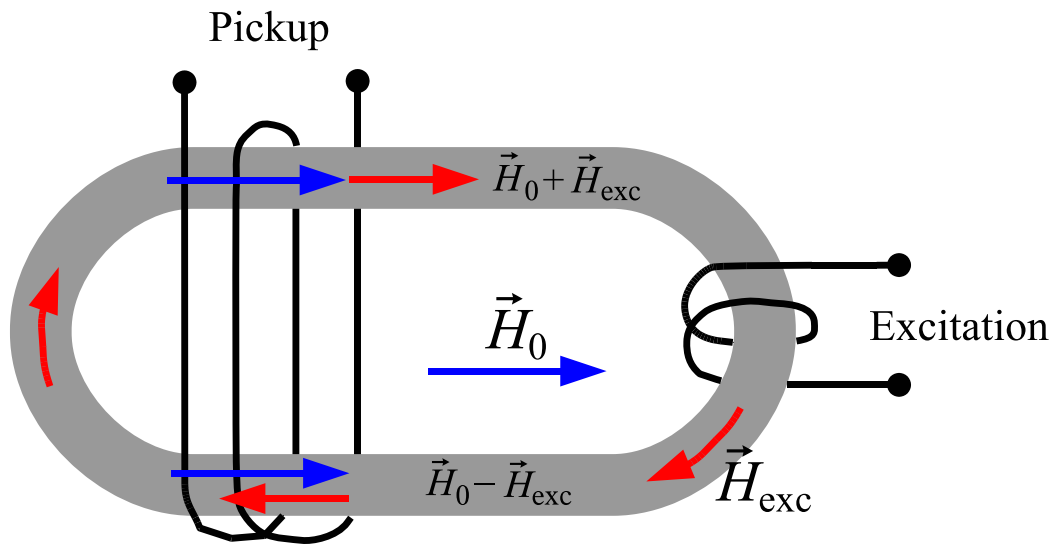


Abbildung 2.8: Schematischer Aufbau eines Ringkerns mit Anregungswicklung (engl. Excitation Coil) und der Pickup- oder Sekundärwicklung (engl. Pickup Coil), an der das Sensorsignal abgegriffen wird.  $\vec{H}_0$  ist das äußere, zu messende Magnetfeld und  $\vec{H}_{exc}$  das Anregungsfeld im Inneren des Ringkerns.

antiparallel zu  $H_0$  ist (Teilbild c)). Die Summe dieses Effektes in beiden Kernsegmenten hat nun eine von Null verschiedene zeitliche Änderung des magnetischen Flusses  $dB/dt$  zur Folge (Teilbild d) und e)), so daß in der Pickup-Wicklung eine Spannung induziert wird, deren Frequenz gerade  $2f_{exc}$  beträgt und deren Amplitude proportional zu  $H_0$  ist, zumindest für kleine Magnetfelder  $H_0$ .

In der Praxis enthält die induzierte Spannung an den Enden der Pickup-Wicklung weitere Frequenz-Anteile. Der Magnetometer-Elektronik fällt hierbei die Aufgabe zu, die feldempfindliche doppelte Anregungsfrequenz  $2f_{exc}$  herauszufiltern. Abb. 2.10 zeigt eine schematische Darstellung der Signalverarbeitung in der Elektronik eines *digitalen Fluxgate-Magnetometers*, wie es im Rahmen dieser Arbeit verwendet wird. Der Pickup-Wicklung wird zunächst ein Kondensator parallelgeschaltet, dessen Kapazität so gewählt wird, daß die Resonanzfrequenz des dadurch entstandenen Schwingkreises gerade  $2f_{exc}$  entspricht. Hierdurch wird eine Unterdrückung der Signalanteile mit Frequenzen verschieden von  $2f_{exc}$  erreicht. Das Signal wird nun verstärkt und mit einer Abtastfrequenz von  $4f_{exc}$  in einem Analog-Digital-Wandler (ADC in Abb. 2.10) digitalisiert. Die weitere Signalverarbeitung erfolgt nun rein digital. Eine bestimmte, feste Anzahl  $N$  von Ausgangswerten des ADC wird nun in einem Akkumulator unter Berücksichtigung des alternierenden Vorzeichens der Ausgangswerte summiert. Die Summe ist somit proportional zum gemessenen Magnetfeld. Die Anzahl  $N$  wird hierbei üblicherweise so gewählt, daß am Ausgang des Akkumulators Magnetfeld-Rohdaten mit einer Datenrate von etwa 100 Hz zur Verfügung stehen.

Die in Abb. 2.9, Teilbild b) dargestellte Hysteresiskurve für das weichmagnetische Ringkernmaterial ist stark idealisiert. In der Praxis ist der  $B(H)$ -Zusammenhang zwischen den



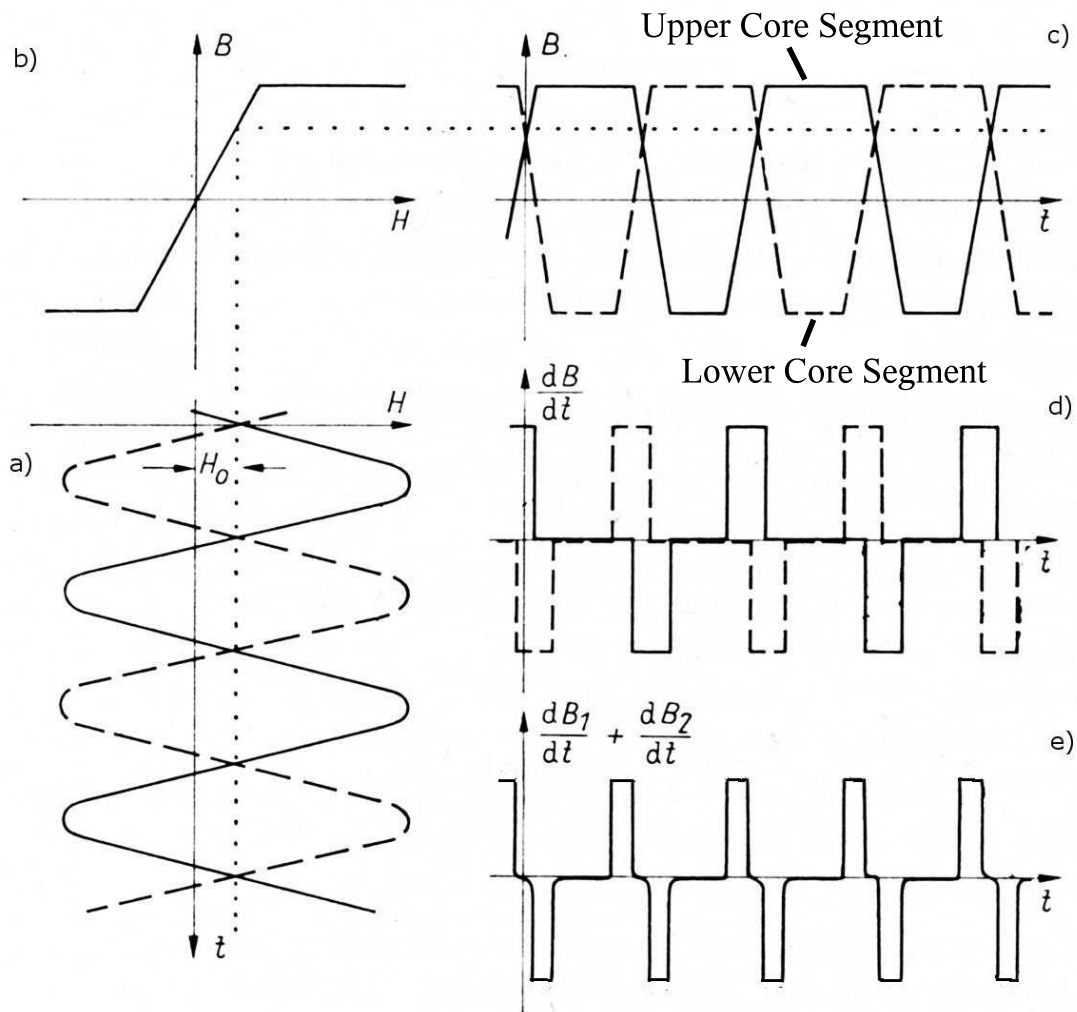


Abbildung 2.9: Prinzip der Entstehung des Sensorsignals an der Pickup-Wicklung. a) Anregungsfeld in den beiden Kernsegmenten.  $H_0$  ist das zu messende Magnetfeld. b)  $B$ - $H$ -Diagramm für das Kernmaterial. c) Magnetischer Fluß und d) seine zeitliche Änderung in den beiden Kernsegmenten. e) Summe der Zeitableitungen, die proportional ist zur Spannung, die in der Pickup-Wicklung induziert wird (nach Militzer et al. 1984, Abb. 3.11).

Sättigungsbereichen nicht so linear, wie in der Abbildung angedeutet. Auch viele Bauteile der Magnetometer-Elektronik verhalten sich nicht hinreichend linear. Aus diesem Grund werden Fluxgate-Magnetometer üblicherweise als Nullfeld-Instrument (*Closed Loop Design*) ausgelegt, um den Einfluß der Nicht-Linearitäten der Komponenten, insbesondere des Fluxgate-Sensors, zu minimieren. Hierbei ist der Sensor von einer weiteren Spule (Gegenkopplungs- oder Feedback-Spule) umgeben. Aus den Rohdaten wird über einen Digital-Analog-Wandler (DAC) und einem Spannungs-Strom-Proportionalglied ( $U/I$ ) ein Strom generiert und in die Feedback-Spule eingespeist. Der Strom wird dabei so durch die Gegenkopplungs-Spule geführt, daß das erzeugte Magnetfeld das äußere Magnetfeld am Ort des Ringkerns kompensiert.

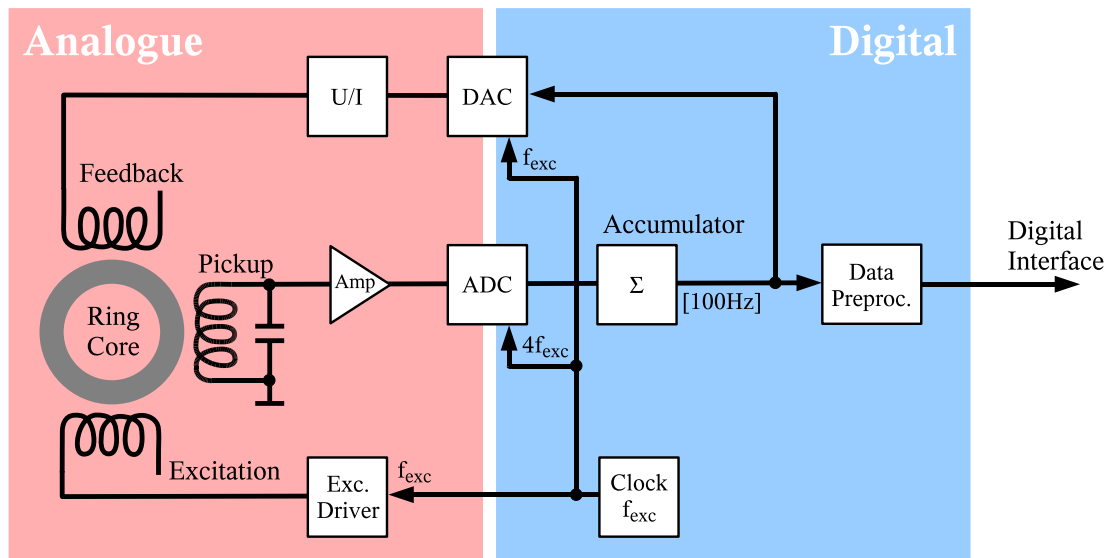


Abbildung 2.10: Schematische Darstellung der Signalverarbeitung in der Elektronik eines digitalen Fluxgate-Magnetometers für eine Sensor-Komponente. Der rot unterlegte Bereich ist der analoge Teil des Magnetometers mit dem Sensor. Das Sensorsignal wird nach einer Verstärkung (Amp) direkt digitalisiert (ADC). Durch Akkumulierung (Accumulator) einer festen Anzahl von ADC-Daten erhält man eine feldproportionale Größe, die je nach Anwendung weiterverarbeitet wird (Data Preprocessing). Aus den Rohdaten wird über einen Digital-Analog-Wandler (DAC) und ein Spannungs-Strom-Proportionalglied (U/I) der Kompensationsstrom für die Feedback-Spule generiert. Die Anregung des Sensors erfolgt über eine Treiberschaltung (Excitation Driver). Die Meßdaten des Magnetometers können über eine Datenschnittstelle (Digital Interface) abgerufen werden (nach O'Brien et al. 2007).

In Abb. 2.11 ist der Aufbau eines dreikomponentigen, vektorkompensierten Ringkern-Sensors dargestellt. Teilbild a) zeigt den inneren Teil des Sensors, bestehend aus zwei senkrechten Ringkernen und den Pickup-Spulen für alle drei Raumrichtungen. Die Anregungswicklung ist in radialer Richtung über dem kompletten Ringkern aufgebracht. Für die Raumrichtungen  $x$  und  $z$  in Abb. 2.11 tragen die jeweils tangential verlaufenden Segmente beider Ringkerne bei. Die für die Raumrichtungen jeweils wirksamen Kernsegmente des Ringes sind rechtwinklig zueinander. Aus diesem Grund besitzt der dargestellte Sensor lediglich zwei Ringkerne. In Teilbild b) sind zusätzlich die Gegenkopplungs-Spulen dargestellt. Für jede Raumrichtung ist ein Helmholtz-Spulenpaar vorgesehen, das am Ort des Ringkerns ein weitestgehend homogenes Magnetfeld erzeugt. Die in Abb. 2.11 dargestellte Anordnung ermöglicht die Fertigung kompakter Fluxgate-Sensoren. Der näherungsweise würfelförmige Sensor hat eine Raumdiagonale von etwa 5 cm und wiegt mit Gehäuse nur knapp 80 g. Die Elektronik des Magnetometers kann auf einer Platine von ca. 100 cm<sup>2</sup> Größe untergebracht werden, und der Leistungsverbrauch beträgt typ. 1 W.

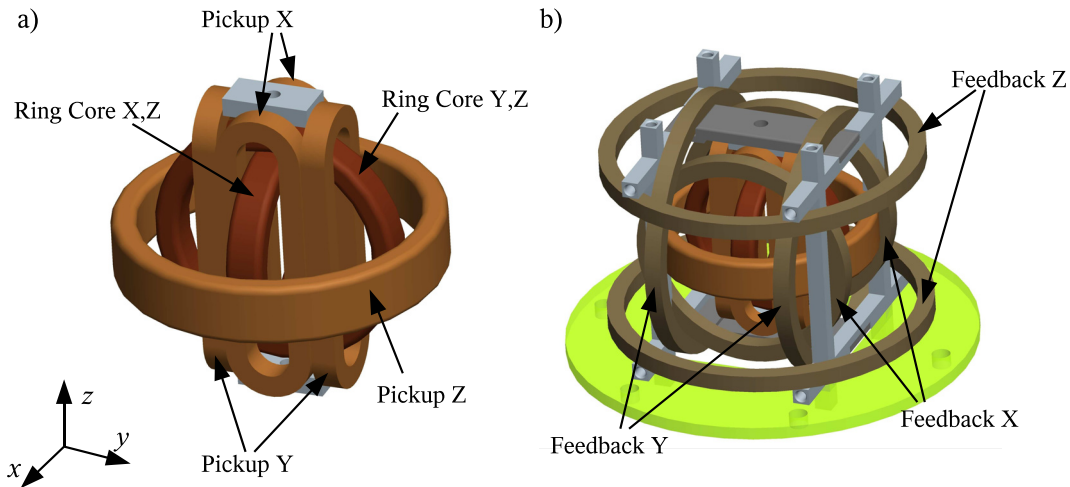


Abbildung 2.11: Aufbau eines dreikomponentigen, vektorkompensierten Ringkern-Sensor. In Teilbild a) zeigt den inneren Teil mit den Ringkernen (Ring Core) und den Pickup-Wicklungen. Die Anregungswicklungen sind radial auf die Ringkerne aufgebracht. In Teilbild b) sind außerdem die Helmholtz-Spulenpaare der Kompensation (Feedback) für alle drei Raumrichtungen dargestellt. Der ganze Sensor befindet sich auf einer Platine (grün), auf der die Kontakte aller Wicklungen abgegriffen werden können (Glassmeier et al. 2008).

### 2.3.2 Magnetometer-Kalibration

Ziel einer *Kalibration* eines Fluxgate-Magnetometers ist es, einen funktionalen Zusammenhang zwischen dem zu messenden, realen Magnetfeld  $\vec{B}$  und dem gemessenen Magnetfeld  $\vec{B}^m$  herzustellen. Diesen funktionalen Zusammenhang nennt man *Übertragungsfunktion* des Magnetometers (Auster 2000). Die Übertragungsfunktion wird durch die Eigenschaften des Magnetometers und durch äußere Einflüsse (hart- oder weichmagnetische Materialien in der Umgebung des Sensors, magnetische Störfelder, Fixierung des Sensors) bestimmt. Sowohl die Eigenschaften des Sensors als auch die äußeren Einflüsse sind i.d.R. temperaturabhängig und unterliegen zeitlichen Veränderungen. So müssen Kalibrationen regelmäßig wiederholt und bei Temperaturen durchgeführt werden, die denen am Einsatzort des Magnetometers entsprechen.

Die Übertragungseigenschaft des Magnetometers bedingt also eine Ungleichheit von  $\vec{B} = (B_x, B_y, B_z)^T$  und  $\vec{B}^m = (B_x^m, B_y^m, B_z^m)^T$ . Durch Anbringen der Übertragungsfunktion an die Meßdaten kann jedoch auf das reale Magnetfeld zurückgeschlossen werden. Die Übertragungsfunktion wird durch Parameter charakterisiert, die im Folgenden als *Magnetometer-Fehler* bezeichnet werden sollen. Das Grundprinzip einer jeden Kalibration ist nun, das gemessene Magnetfeld  $\vec{B}^m$  mit dem realen Magnetfeld  $\vec{B}$  zu vergleichen, das hierzu bekannt sein muß. Hierzu sind verschiedenste Verfahren entwickelt worden, die sich z. T. an besonderen Meßbedingungen orientieren.

Für die Zwecke dieser Arbeit wurde auf ein Kalibrationsverfahren zurückgegriffen, welches auf der Variation der Magnetfeldrichtung durch Relativbewegung des Magnetometer-Sensors zum Magnetfeld beruht und in Auster (2000) oder Auster et al.

(2002) beschrieben ist. Der Vorteil dieses Verfahrens ist, daß keine besonderen technischen Einrichtungen, wie bspw. Spulensysteme notwendig sind. Bei hinreichender Homogenität kann die Kalibration im Erdmagnetfeld durchgeführt werden. Weiterhin muß dann nur noch eine ausreichende Bewegungsfreiheit des Sensors vorausgesetzt werden, da dieser im Erdmagnetfeld gedreht werden muß. Zeitliche Variationen des Erdmagnetfeldes während der Kalibration können mittels einer Parallelregistrierung (bspw. durch ein weiteres Magnetometer oder Observatoriums-Messungen) erfaßt und bei der Auswertung berücksichtigt werden.

Wie in Auster (2000) gezeigt, läßt sich die Übertragungsfunktion eines dreikomponentigen, vektorkompensierten Fluxgate-Magnetometers, wie es im Rahmen dieser Arbeit verwendet wird, durch neun voneinander unabhängige Parameter charakterisieren. Dies sind die *Nullpunktsfehler* oder *Offsets* der drei Achsen ( $n_x, n_y, n_z$ ), die *Empfindlichkeiten* oder *Skalenfaktoren* ( $s_x, s_y, s_z$ ) sowie drei Winkel, die die Nicht-Orthogonalität der Achsen des Fluxgate-Sensors beschreiben:  $\phi_{xy}$  ist der Winkel zwischen der y-Achse des Magnetometers und der y-Achse des orthogonalen Referenzsystems in Richtung der x-Achse.  $\phi_{xz}$  ist der Winkel zwischen der Projektion der z-Achse des Magnetometers auf die x-z-Ebene des Referenzsystems und der z-Achse des Referenzsystems in Richtung der x-Achse.  $\phi_{yz}$  ist der Winkel zwischen der Projektion der z-Achse des Magnetometers auf die y-z-Ebene des Referenzsystems und der z-Achse des Referenzsystems in Richtung der y-Achse. Die Übertragungsfunktion des Magnetometers in Komponentenschreibweise lautet dann:

$$\underbrace{\begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ -\sin \phi_{xy} & 1 & 0 \\ -\sin \phi_{xz} & -\sin \phi_{yz} & 1 \end{pmatrix}}_{=O} \underbrace{\begin{pmatrix} s_x & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi_{xy} s_y & 0 \\ 0 & 0 & \cos \phi_{xz} \cos \phi_{yz} s_z \end{pmatrix}}_{=S} \underbrace{\begin{pmatrix} B_x^m - n_x \\ B_y^m - n_y \\ B_z^m - n_z \end{pmatrix}}_{=\vec{B}^m - \vec{N}} = \begin{pmatrix} B_x \\ B_y \\ B_z \end{pmatrix}. \quad (2.12)$$

Die Matrix  $O$  enthält die Informationen über die Nicht-Orthogonalität des Sensors. Matrix  $S$  enthält die Skalenfaktoren und die *Querempfindlichkeiten*: Wenn zwei Komponenten des Sensors nicht exakt senkrecht zueinander stehen, so tritt ein Teil des magnetischen Flusses der einen Komponente gleichzeitig auch durch die andere Komponente. Der Vektor  $\vec{N}$  enthält die Offsets der drei Komponenten.

Die Grundidee des in Auster (2000) beschriebenen Kalibrations-Verfahrens beruht auf der Invarianz des Magnetfeldbetrages gegenüber Rotationen. Bei der Durchführung der Kalibration werden nun unterschiedliche Orientierungen des Magnetometers im äußeren Feld (z. B. Erdmagnetfeld) realisiert und Meßwerte erzeugt ( $\vec{B}_i^m$ ). Die Kenntnis der Orientierung des Magnetometers ist hierbei für das Verfahren völlig irrelevant. Die Zahl der realisierten verschiedenen Orientierungen des Magnetometers sollte so groß oder größer sein, als die Zahl der zu bestimmenden Parameter. In der Praxis werden die verschiedenen Orientierungen durch 90°-Drehungen um alle Achsen erzeugt. Können die zeitlichen Variationen des äußeren Magnetfeldes  $\vec{B}$  über dem betrachteten Zeitraum der Kalibration vernachlässigt werden, so ist zusätzlich lediglich eine Messung des Betrages  $|\vec{B}|$  mit einem weiteren Magnetometer (hierzu ist also ein skalar messendes Magnetometer ausreichend) notwendig. Die Bestimmung der Magnetometer-Fehler erfolgt nun durch die Lösung des folgenden Optimierungs-Problems:

$$\sum_i \left[ (OS(\vec{B}_i^m - \vec{N}))^T (OS(\vec{B}_i^m - \vec{N})) - |\vec{B}|^2 \right] \stackrel{!}{=} \text{Min.} \quad (2.13)$$

Anschaulich bedeutet dies, daß die Magnetometer-Fehler solange variiert werden, bis erstens der Betrag des gemessenen Magnetfeldes konstant und zweitens dieser mit dem Betrag des äußeren, wahren Feldes übereinstimmt. Da für dieses Verfahren lediglich die Kenntnis des Betrages des äußeren Magnetfeldes erforderlich ist, wird es auch als *Skalar-Kalibration* bezeichnet.

Wie bereits erwähnt, hängt die Übertragungsfunktion des Magnetometers auch von externen Einflüssen ab. Diese können Störfeldquellen sowie hart- oder weichmagnetische Materialien in der Umgebung des Magnetometer-Sensors sein. Aus diesem Grunde ist grundsätzlich eine Kalibration anzustreben, die das Umfeld des Magnetometers während der Messung beinhaltet. Für die Zwecke dieser Arbeit bedeutet dies, daß die Kalibration bestenfalls mit dem gesamten Luftschiff zu erfolgen hat. Bei Fluggeräten und Satelliten werden solche Kalibrationen auch als *Inflight-Kalibrationen* bezeichnet. Allerdings ist hierbei die Bewegungsfreiheit stark eingeschränkt, da sich das Luftschiff bspw. ohne die Zuhilfenahme mechanischer Vorrichtungen nicht in die Rückenlage bringen läßt. Da jedoch der Aufbau des Luftschiffes weitestgehend unmagnetisch ist und zudem die auftretenden Störfelder klein sind (siehe Abschnitt 4.2), kann eine Kalibration, die allein mit dem Magnetometer durchgeführt wurde, auch für die Korrektur der Fehler von Messungen verwendet werden, die vom Magnetometer während eines Fluges an Bord des Luftschiffes gewonnen wurden.

### 2.3.3 Frequenz-Charakteristik der magnetometerinternen Signalverarbeitung

Die weiter oben beschriebene Datenverarbeitung in der Digitalelektronik des Fluxgate-Magnetometers wirkt effektiv wie ein frequenzabhängiger Filter auf die gemessene Ausgangsgröße, das Magnetfeld. Bestimmte Frequenzanteile werden also gedämpft. Hierbei wirkt die gleitende Mittelwertbildung ohne Überlappung wie ein Tiefpaßfilter, dessen Amplituden-Übertragungsfunktion gegeben ist durch (Buttkus 1991):

$$T(f) = \frac{\sin(N\pi f \Delta t)}{N \sin(\pi f \Delta t)}, \quad (2.14)$$

wobei  $N$  die Anzahl der gemittelten Werte,  $f$  die Frequenz und  $\Delta t$  die Abtastrate der Ausgangsdaten ist. Die Addition der ADC-Daten im Akkumulator des Digitalteils des Magnetometers (siehe Abschnitt 2.3.1) stellt die erste Filterung der Daten dar. Die entsprechende Übertragungsfunktion lautet:

$$T_{acc}(f) = \frac{\sin \frac{N_{acc} \pi f}{4f_{exc}}}{N_{acc} \sin \frac{\pi f}{4f_{exc}}} \quad (2.15)$$

In einem weiteren Schritt werden aus den internen Rohdaten mit einer Frequenz von  $f_{raw} = 4f_{exc}/N_{acc}$  die Ausgabedaten gebildet (Data Preprocessing in Abb. 2.10). Um hierbei eine gewisse Datenausgabe-Frequenz  $f_{data}$  zu erhalten, wird eine bestimmte Anzahl  $N_{dec}$  von Rohdatenwerten gemittelt:  $N_{dec} = f_{data}/f_{raw} = N_{acc}f_{data}/(4f_{exc})$ . Die entsprechende Übertragungsfunktion lautet somit:

$$T_{dec}(f) = \frac{\sin \frac{\pi f}{f_{data}}}{N_{dec} \sin \frac{N_{acc} \pi f}{4f_{exc}}} \quad (2.16)$$

Da die beiden oben beschriebenen Filter hintereinandergeschaltet sind, ergibt sich die Übertragungsfunktion des Magnetometers  $T_{mag}$  durch Multiplikation von Gl. 2.15 und Gl. 2.16. Es gilt also:

$$B_{out} = T_{acc}T_{dec}B_{in} = T_{mag}B_{in}. \quad (2.17)$$

Für das im Rahmen dieser Arbeit verwendete Magnetometer gilt näherungsweise  $f_{exc} = 10$  kHz und  $f_{raw} = 100$  Hz. Der Betrag der entsprechenden Amplituden-Übertragungsfunktion ist in Abb. 2.12 für eine Reihe möglicher Daten-Ausgabefrequenzen dargestellt. Hierbei gilt, daß je kleiner  $T_{mag}$  ist, desto größer die Dämpfung für die entsprechende Frequenz ist.

Durch die Fortbewegung des Luftschiffes durch ein Magnetfeld mit Anomalien gewisser räumlicher Ausdehnung prägen sich bestimmte Frequenzen  $f_{anom}$  in die Magnetfeldmessung ein. Ist  $v$  eine typische Geschwindigkeit des Luftschiffes und  $\lambda$  die in Gl. 2.11 abgeschätzte typische Wellenlänge der Magnetfeldanomalien, so läßt sich  $f_{anom}$  wie folgt abschätzen:

$$f_{anom} = \frac{v}{\lambda} = \frac{v}{2h}, \quad (2.18)$$

wobei  $h$  die Flughöhe des Luftschiffes über Grund ist. Befinden sich die Störkörper tiefer im Untergrund, ist mit kleineren Frequenzen zu rechnen, so daß  $f_{anom}$  als obere Schranke anzusehen ist. Typische Werte für das Luftschiff sind  $v \approx 1$  m s<sup>-1</sup> und  $h \approx 2$  m, so daß  $f_{anom} \approx 0.3$  Hz folgt. Für eine Daten-Ausgabefrequenz von 1 Hz ist  $T_{mag}(0.3 \text{ Hz}) = 0.86$ . Bei dieser Frequenz beträgt also die relative Dämpfung der Amplitude 14%. Bei einer Daten-Ausgabefrequenz von 5 Hz beträgt die Dämpfung weniger als 1%. Dahingegen werden hochfrequente Störfelder bspw. verursacht durch die Antriebseinheit des Luftschiffes, deren Frequenzen typischerweise deutlich höher sind als 1 Hz, effektiv gedämpft.

## 2.4 Zusammenfassung

Klassische aeromagnetische Messungen werden mit bemannten Flächenflugzeugen oder Helikoptern durchgeführt. Dabei kommen überwiegend skalare Magnetometer, üblicherweise Protonen- oder Cäsium-Magnetometer zum Einsatz. Für den Einbau des Magne-



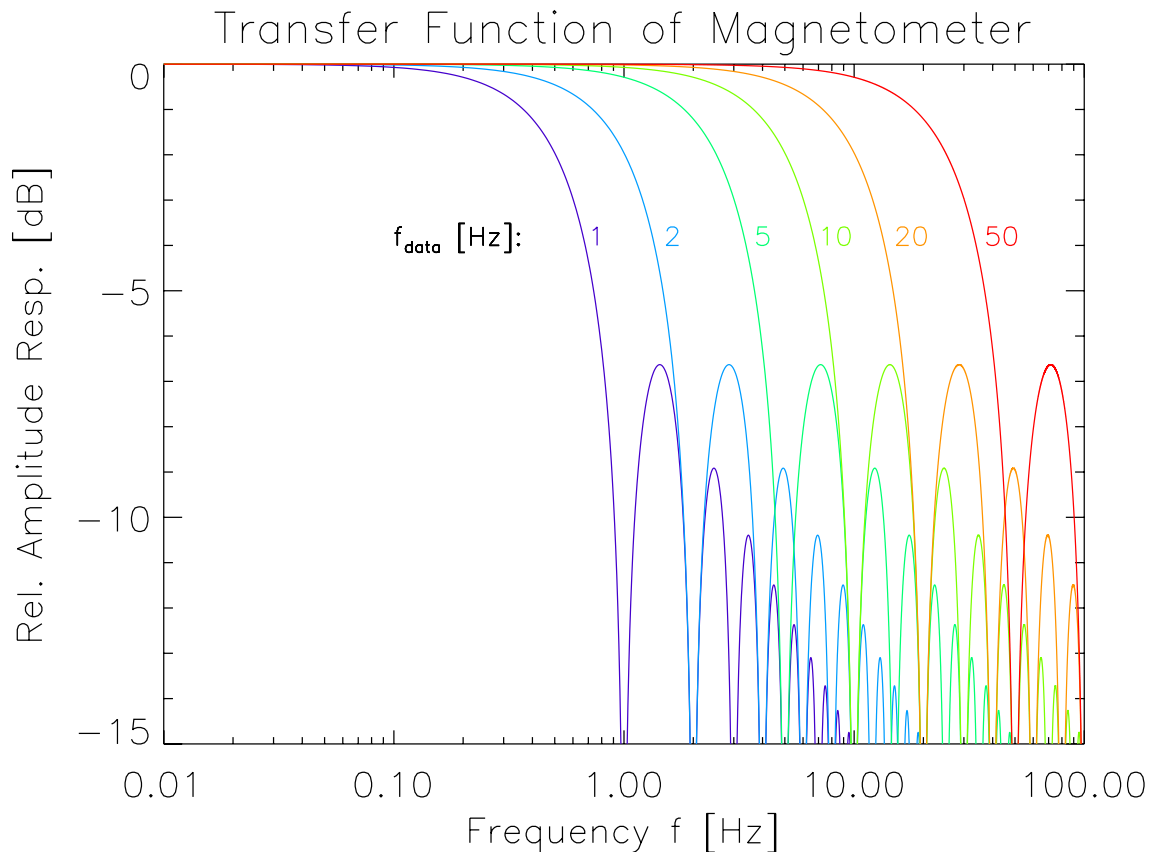


Abbildung 2.12: Die Amplituden-Übertragungsfunktion  $T_{mag}$  des Magnetometers für eine Anregungsfrequenz von  $f_{exc} = 10$  kHz und einer internen Rohdatenrate von 100 Hz für verschiedene Daten-Ausgabefrequenzen  $f_{data}$ .

tometers gibt es zwei grundsätzliche Strategien: Der feste Einbau (Stinger) oder die Unterbringung der Sensorik in einer Schleppsonde (Bird). Die hohe Flugleistung bemannter Fluggeräte bei gleichzeitig hoher Geschwindigkeit erlaubt die magnetische Kartierung großer Flächen in vergleichsweise kurzer Zeit. Allerdings ist das räumliche Auflösungsvermögen solcher Messungen dadurch beschränkt, daß selbst bei der Vermessung kleinerer Flächen in der Regel aus Sicherheitsgründen eine Mindesthöhe von einigen zehn Metern einzuhalten ist.

Für typisches Deponiematerial beträgt die maximale Anomalie des Magnetfeldes nach Gl. 2.9 rund  $470 \text{ nT m}^3 h^{-3}$ , wenn  $h$  die Höhe des Magnetometers über dem Störkörper ist. Bei oberflächennahen Störkörpern entspricht  $h$  in etwa der Flughöhe über Grund. Die Anomalie nimmt also stark mit der Höhe ab. Für die Zwecke dieser Arbeit wird angestrebt, das Luftschiff in Höhen von 2 m und darunter einzusetzen, so daß Anomalien von etwa 50 nT und mehr zu erwarten sind. Die Anforderungen an die Genauigkeit der Höhenbestimmung ergibt sich aus der Betrachtung des Vertikalgradienten des Anomalienfeldes. Demnach ist es erforderlich, die Höhe auf etwa 10 cm genau zu bestimmen, damit der Fehler der Magnetfeldmessung 10 nT nicht überschreitet.

Ein weiteres Charakteristikum magnetischer Anomalien ist deren Wellenlänge  $\lambda \approx 2h$ . Sie ist ein Maß für die räumliche Ausdehnung einer Anomalie und ebenfalls von der

Flughöhe  $h$  abhängig. Mit zunehmender Flughöhe nimmt also nicht nur die Größe der Anomalie ab, sondern diese wird auch breiter und erscheint daher in einer graphischen Darstellung der Meßdaten auch weniger deutlich ausgeprägt. Dieser Umstand limitiert auch das räumliche Auflösungsvermögen einer aeromagnetischen Messung, also die Fähigkeit, eng angeordnete Störkörper in den Messungen als Einzelkörper aufzulösen. Es wurde gezeigt, daß für oberflächennahe, kompakte Störkörper das räumliche Auflösungsvermögen etwa der Flughöhe über Grund entspricht.

Das Funktionsprinzip von Fluxgate-Magnetometern beruht darauf, ein weichmagnetisches Kernmaterial durch ein magnetisches Wechselfeld mit der Anregungsfrequenz  $f_{exc}$  periodisch bis zur Sättigung zu magnetisieren. Um diese Anordnung befindet sich eine Pickup-Wicklung. Durch ein umgebendes Magnetfeld tritt eine Asymmetrie in der Anregung auf, und die in der Pickup-Wicklung induzierte elektrische Spannung enthält einen zum äußeren Feld proportionalen Signalanteil mit der Frequenz  $2f_{exc}$ , die die Meßgröße darstellt. Bei dem verwendeten digitalen Fluxgate-Magnetometer erfolgt ein Großteil der Signalverarbeitung digital, wobei das elektrische Ausgangssignal bereits direkt nach einer Vorverstärkung zeitlich hochauflösend digitalisiert wird. Solche Magnetometer sind unempfindlicher gegenüber äußeren Einflüssen und in der Anwendung flexibler als herkömmliche analoge Fluxgate-Magnetometer.

Magnetometer-Fehler, wie Nicht-Orthogonalitäten, Offsets oder unterschiedliche Empfindlichkeiten der einzelnen Magnetometer-Komponenten führen dazu, daß das gemessene Magnetfeld nicht mit dem tatsächlichen Magnetfeld übereinstimmt. Um dies jedoch zu gewährleisten, ist eine Kalibration des Magnetometers notwendig, bei der diese Fehlergrößen bestimmt werden.

Die Kenntnis der Datenverarbeitung in der Digitalelektronik des Magnetometers erlaubt die Formulierung der Amplituden-Übertragungsfunktion. Sie wiederum ermöglicht die Bestimmung der frequenzabhängigen Dämpfung der Meßgröße (Magnetfeld). Durch geeignete Wahl der Datenrate des Magnetometers kann erreicht werden, daß sich die Dämpfung nicht auf die Frequenzanteile auswirkt, die den Anomalien zuzuordnen sind, sondern lediglich auf die hochfrequenten Signalanteile, die überwiegend durch Störfelder hervorgerufen werden.



## 3 Das Luftschiff *Laputa*

### 3.1 Vergleich verschiedener Fluggeräte

Das Ziel dieser Arbeit ist es, ein luftgestütztes Aeromagnetik-Meßsystem zu entwickeln, welches ein hohes räumliches Auflösungsvermögen über Flächen einiger Hektar Größe erlaubt. Dabei soll es die im Vergleich zu einer bodengestützten Messung erforderliche Meßzeit reduzieren und darüber hinaus Messungen auch über solchen Flächen ermöglichen, die bodengestützt nicht oder nur schwer vermessen werden können. Aus den bisherigen Betrachtungen lassen sich folgende spezifische und allgemeine Anforderungen an das Fluggerät und dessen Flugeigenschaften formulieren:

- geringe Flughöhe von wenigen Metern über Grund,
- Wendigkeit,
- ausreichende Nutzlastkapazität,
- Betriebssicherheit,
- hohe Flugleistung,
- Verfügbarkeit am Markt.

Die drei zuletzt genannten Anforderungen sind allgemeiner Natur. Unter Betriebssicherheit wird an dieser Stelle insbesondere das Risiko eines Unfalls verstanden, der mit einer Beschädigung, Zerstörung oder Verlust des Fluggerätes oder Komponenten einhergeht. Dies ist insofern wichtig, da die Wiederherstellung enorme Kosten- und Zeitressourcen beanspruchen kann. Die Flugleistung hängt im wesentlichen von der verfügbaren Akkukapazität und damit auch von der Nutzlastkapazität des Fluggerätes ab. Die Verfügbarkeit am Markt ist ein weiteres wichtiges Kriterium, da die Neuentwicklung eines Fluggerätes nicht Gegenstand dieser Arbeit sein soll. In den folgenden Abschnitten erfolgt eine kurze Beschreibung der wesentlichen Eigenschaften von Flächenflugzeugen, Helikoptern und Luftschiffen sowie die Gründe für die Wahl eines Luftschiffes.

#### 3.1.1 Flächenflugzeuge

Flächenflugzeuge sind die im Modellflugbereich wohl am weitesten verbreiteten Fluggeräte überhaupt. Aus diesem Grunde bietet der Markt eine große Auswahl an Model-

len mit unterschiedlichen Eigenschaften, wie Größe, Geschwindigkeit, Antriebsart oder Nutzlastkapazität. Allen Flächenflugzeugen ist gemein, daß sie ihren Auftrieb aerodynamisch durch die Umströmung der Tragflächen bei ihrer Fortbewegung durch die Luft erzeugen. Eine Darstellung der Grundlagen der Flächenflugzeuge findet sich bspw. in Brockhaus (2001). Die typische Geschwindigkeit von Flugzeugen, die für eine Verwendung im Rahmen dieser Arbeit in Frage kommen würden, liegt bei 50 km/h oder darüber. Aus Gründen der Betriebssicherheit muß beim Fliegen von Flächenflugzeugen ein gewisser Abstand zum Boden eingehalten werden, damit Fehler des Piloten, kurzzeitige Störungen in der Elektronik oder Windböen nicht sofort einen Absturz und ggf. die Zerstörung des Fluggerätes zur Folge haben. Der Abstand zum Boden orientiert sich hierbei an der Erfahrung des Piloten, der Beschaffenheit des Geländes, den vorherrschenden Sichtverhältnisse sowie der Geschwindigkeit des Flugzeuges. Das Fliegen in geringer Höhe sollte demnach ausschließlich im offenen Gelände und durch einen erfahrenen Piloten erfolgen.

Weiterhin benötigen Flächenflugzeuge zum Starten und Landen eine feste, ebene Piste, deren Länge und Orientierung von der Masse und dem Antrieb des Flugzeuges sowie den vorherrschenden Windverhältnissen abhängt. Der Start des Flugzeuges kann aber ggf. auch unabhängig von einer Piste von einem geeigneten Katapult erfolgen (siehe Abschnitt 1.5). Für die Landung gibt es ebenfalls Alternativen. Das Flugzeug kann durch geeignete Einrichtungen (Netze, Fangseile) eingefangen oder im kontrollierten *Sackflug* über einer weichen Stelle gelandet werden, wobei durch bewußte Reduzierung der Geschwindigkeit ein Strömungsabriß provoziert wird, so daß in dessen Folge das Flugzeug aus geringer Höhe zu Boden fällt. Jedoch beinhalten diese Manöver ein erhöhtes Risiko für das Flugzeug, die Nutzlast und ggf. für die an Bord gespeicherten Daten.

Ferngesteuerte Flächenflugzeuge gibt es in den verschiedensten Antriebsvarianten, darunter Elektro-, Benzin- und Methanol-Motoren. Elektrische Antriebe gelten als zuverlässig und sind in ihrer Handhabung sehr einfach. So ist ein Betanken und aufwendiges Starten des Motors nicht erforderlich. Entleerte Akkus können direkt am Einsatzort bspw. an einem KFZ aufgeladen werden. Bei den Verbrennungsmotoren weisen Benzinereinen geringeren Treibstoffverbrauch als Methanol-Motoren auf, letztere entfalten bei gegebenem Brennraum aber mehr Leistung. Jedoch beinhalten die Verbrennungsrückstände von Methanol-Motoren Öl, das sich als Film auf Komponenten des Fluggerätes legen und empfindliche Sensoriken und die Elektronik beeinträchtigen können.

#### 3.1.2 Helikopter

Helikopter können im Gegensatz zu den Flächenflugzeugen ihren Auftrieb unabhängig vom Vortrieb erzeugen, da die Umströmung der als Tragflächen fungierenden Rotoren durch deren Drehung erzeugt wird. Durch kollektive oder zyklische Blattverstellung (Drehung der Rotorblätter um ihre Längsachse) kann ein Auf- und Abtrieb bzw. eine Bewegung nach vorne, hinten oder zur Seite erfolgen. Um das Drehmoment durch die Hauptrotorachse (*Giermoment*) auszugleichen, besitzen die meisten Helikopter einen Heckrotor. Eine Darstellung der Grundlagen des Helikopterfluges findet sich bspw. in Bittner (2005). Jedoch sind Helikopter nicht eigenstabil und neigen daher insbesondere bei kleinen Flugeschwindigkeiten dazu, aus der gegenwärtigen Fluglage auszubrechen. Der Pilot muß

deshalb kontinuierlich gegensteuern, um dieses Ausbrechen zu verhindern. Aus diesem Grund sind Helikopter in der Regel schwieriger zu fliegen als Flächenflugzeuge.

Durch den vortriebsunabhängigen Auftrieb können mit einem Helikopter geringe Geschwindigkeiten oder Schwebflüge realisiert werden. So kann ein erfahrener Pilot einen Helikopter im offenen, gut einsehbaren Gelände auch sehr dicht über dem Boden fliegen. Für Aufrüstung, Start und Landung ist lediglich eine kleine Fläche erforderlich, so daß sich Helikopter auch in unerschlossenem Gelände verwenden lassen. Darüber hinaus sind Helikopter sehr wendig, was einen Einsatz über kleineren Flächen mit häufigen Wendemanövern erleichtert. Auch etwaigen Hindernissen kann so besser ausgewichen werden.

Zur Beantwortung grundsätzlicher Fragen bei der Verwendung von Helikoptern als Trägersystem für wissenschaftliche Nutzlasten stand dem Institut ein ferngesteuerter Modellflug-Helikopter zur Verfügung. Dabei handelte es sich um das Modell *Trainer 23-150* der Firma *DDS Modelltechnik*, welches über einen 2-Blatt-Rotor mit 152 cm Durchmesser verfügt. Angetrieben wird der Motor von einem 2 PS starken 2-Takt-Verbrennungsmotor mit 23 cm<sup>3</sup> Hubraum. Als Treibstoff kommt ein Öl-Benzin-Gemisch im Verhältnis 1:40 zum Einsatz. Das Gewicht des Helikopters ohne Zuladung beträgt etwa 5.5 kg bei einer Länge von etwa 150 cm. Die Steuerung erfolgt über eine handelsübliche Modellbau-Fernsteuerung. Helikopter mit Benzinmotoren weisen gegenüber solchen mit anderen Antrieben eine in der Regel höhere Flugleistung auf. Geflogen wurde der Helikopter von dessen Besitzer Paul Gerke Hofmeister, einem langjährigem und erfahrenem Modellflug-Piloten. Neben der Beurteilung der allgemeinen Flugeigenschaften eines Helikopters stand die Frage im Vordergrund, welche Anbringung der wissenschaftlichen Sensorik angesichts der zu erwartenden Störfelder am besten geeignet ist. Für die Durchführung dieser Flugversuche konnte die wissenschaftliche Nutzlast des Luftschiffes, wie sie in Abschnitt 3.4.1 beschrieben ist, verwendet werden.

#### **Flugtests mit Stinger-Konfiguration**

In einem ersten Versuch wurde die wissenschaftliche Nutzlast mit Hilfe von Kohlefaser-Rohren provisorisch am Bug des Helikopters befestigt, wie es in Abb. 3.1 dargestellt ist. Der Sensor des Fluxgate-Magnetometers sitzt hierbei ganz vorne, um einen unter diesen Umständen maximalen Abstand vom zentral im Helikopter platzierten Motor zu erreichen. Die Masse der Nutzlast inklusive Befestigungsmaterial und eigener Energieversorgung betrug etwa 700 g. Der Hubschrauber ist in der Lage, Lasten bis etwa 4 kg zu heben. In dieser Konfiguration wurden einige Testflüge unternommen.

Bei den durchgeführten Flugtests zeigte sich jedoch, daß die Flugeigenschaften durch die vorgelagerte Nutzlast deutlich beeinträchtigt war. Hiervon betroffen war insbesondere die Stabilisierung des Helikopters um die eigene Hochachse. Durch eine Modifizierung der Avionik hätte möglicherweise eine Verbesserung dieses Zustandes erreicht werden können. Jedoch gelang zudem während keines Fluges die Aufzeichnung auswertbare Messungen. Offenbar versagte der Computer zur Aufnahme der Meßwerte bei Erreichen einer bestimmten Drehzahl des Motors seinen Dienst und zeichnete keine weiteren Daten mehr auf. Vermutet wird, daß die Zündelektrik des Motors elektromagnetische Störfelder produzierte, die die Funktion des Computers beeinträchtigten. Eine Behebung dieses Pro-



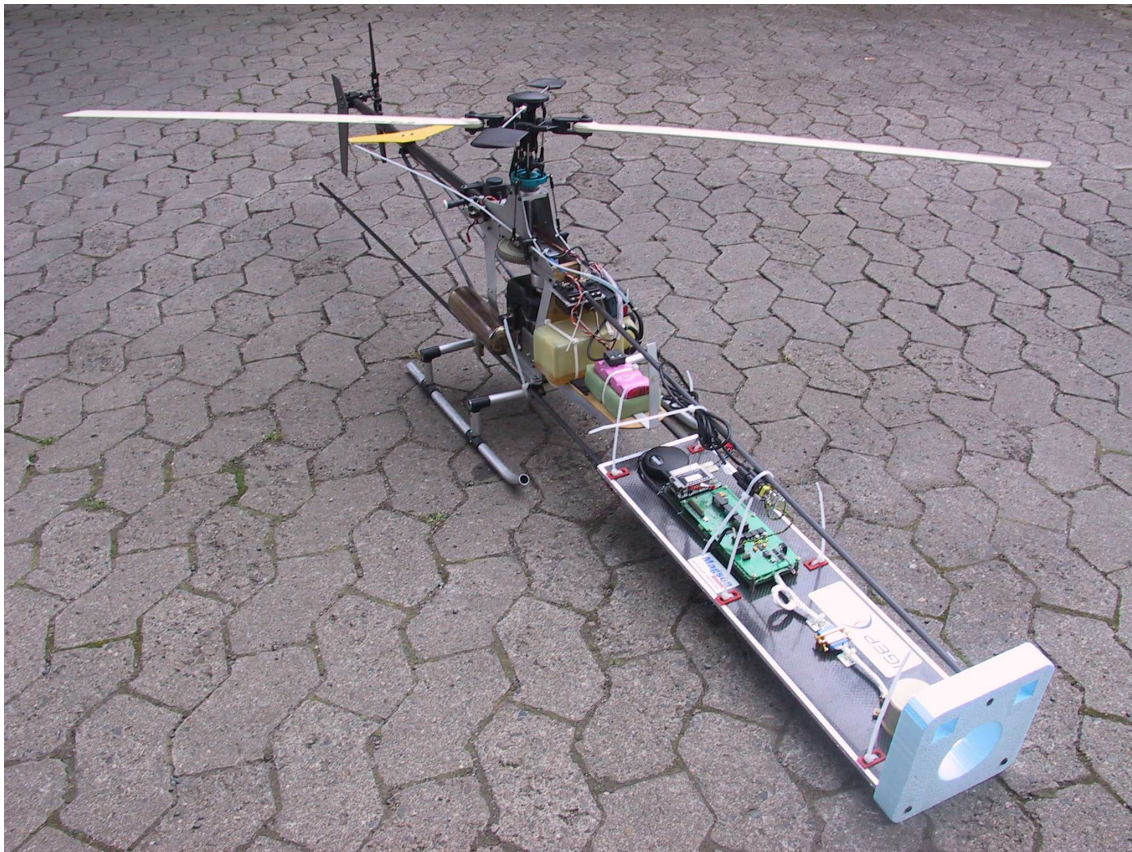


Abbildung 3.1: Die wissenschaftliche Nutzlast von Laputa befestigt am Bug eines ferngesteuerten Helikopters.

blems sowie die Verbesserung des Flugverhaltens hätte eine umfangreiche Modifikation des Helikopters und der Anbringung der Nutzlast erforderlich gemacht.

#### **Flugtests mit Bird-Konfiguration**

In einem zweiten Versuch erfolgte die Unterbringung der Sensorik in einer Schleppsonde oder Bird (Abb. 3.2). Der Bird besteht hierbei aus einem etwa 80 cm langen PVC-Rohr mit 20 cm Durchmesser, in das die Sensorik eingeschoben werden kann. In beide Rohröffnungen sind Schaumstoffkörper eingebracht, die die Sensorik im Rohr vor harten Erschütterungen schützen sollen. Der Bird wird dann über Kunststoff-Gurte am Helikopter befestigt. An der Oberseite des Rohres ist eine Öffnung eingebracht, die einen Wechsel des Akkus sowie der CompactFlash-Speicherkarte zulässt, ohne die komplette Sensorik aus dem Bird zu entnehmen. Die Gesamtmasse des Birds beträgt rund 4.2 kg und dessen Abstand vom Helikopter etwa 3 m.

Auch bei dieser Anordnung zeigte sich eine erhebliche Beeinträchtigung der Flugeigenschaften des Helikopters, insbesondere bedingt durch die hohe Masse des Birds. Dadurch gestaltete sich die Kontrolle der Position des Birds sehr schwierig. Bei abrupt auftretenden Beschleunigungen neigt das System dazu, sich gefährlich aufzuschwingen. Da der gemeinsame Schwerpunkt aufgrund der vergleichbar großen Massen in etwa mittig zwi-



Abbildung 3.2: Die wissenschaftliche Nutzlast von Laputa untergebracht in einem Bird (orangener Zylinder) zur Durchführung von Tests mit einem ferngesteuerten Helikopter.

schen Helikopter und Bird liegt, schwingt hierbei auch der Helikopter sehr stark. Die Masse des Birds wird wesentlich durch die Masse des Zylinders (etwa 3.5 kg) bestimmt. Eine erhebliche Gewichtsreduzierung wäre möglich, wenn der Zylinder statt aus PVC z. B. aus Glasfaser bestünde. Außerdem könnten Dämpfungselemente („Flügel“) an den Bird angebracht werden, um auftretende Schwingungen effektiv zu dämpfen.

In Abb. 3.3 ist eine Magnetfeldmessung während eines kurzen Testfluges mit dem Helikopter im Sensorbezugssystem dargestellt. Die Datenrate des Magnetometers betrug 20 Hz. Die  $x$ -Achse des Magnetometer-Sensors ist parallel zur Längsachse des Birds. Die  $z$ -Achse zeigt im Flug in Richtung Helikopter. Das Abheben des Birds erfolgte etwa bei  $t = 10$  s. Der Betrag zeigt erhebliche Variationen, die zum größten Teil durch Magnetfeldinhomogenitäten im Umfeld des Start- und Landeplatzes des Helikopters verursacht werden. In der  $x$ - und  $z$ -Komponente des gemessenen Magnetfeldes sind die Schwingungen des Birds deutlich anhand der großamplitudigen, sinusförmigen Variation mit einer Periodendauer von etwa 2.5 s zu erkennen. Im *Leistungsdichtespektrum* der  $z$ -Komponente des Magnetfeldes tritt diese Schwingung als lokales Maximum bei einer Frequenz von 0.4 Hz auf (Abb. 3.4).

Im Leistungsdichtespektrum des Betrages sind außerdem lokale Maxima bei den ganzzahligen Frequenzen 5, 6, 7, 8, und 9 Hz zu erkennen. Diese werden sehr wahrscheinlich durch *Aliasing* des hochfrequenten *Rotornoises* erzeugt, dessen Frequenz etwa 30 Hz be-

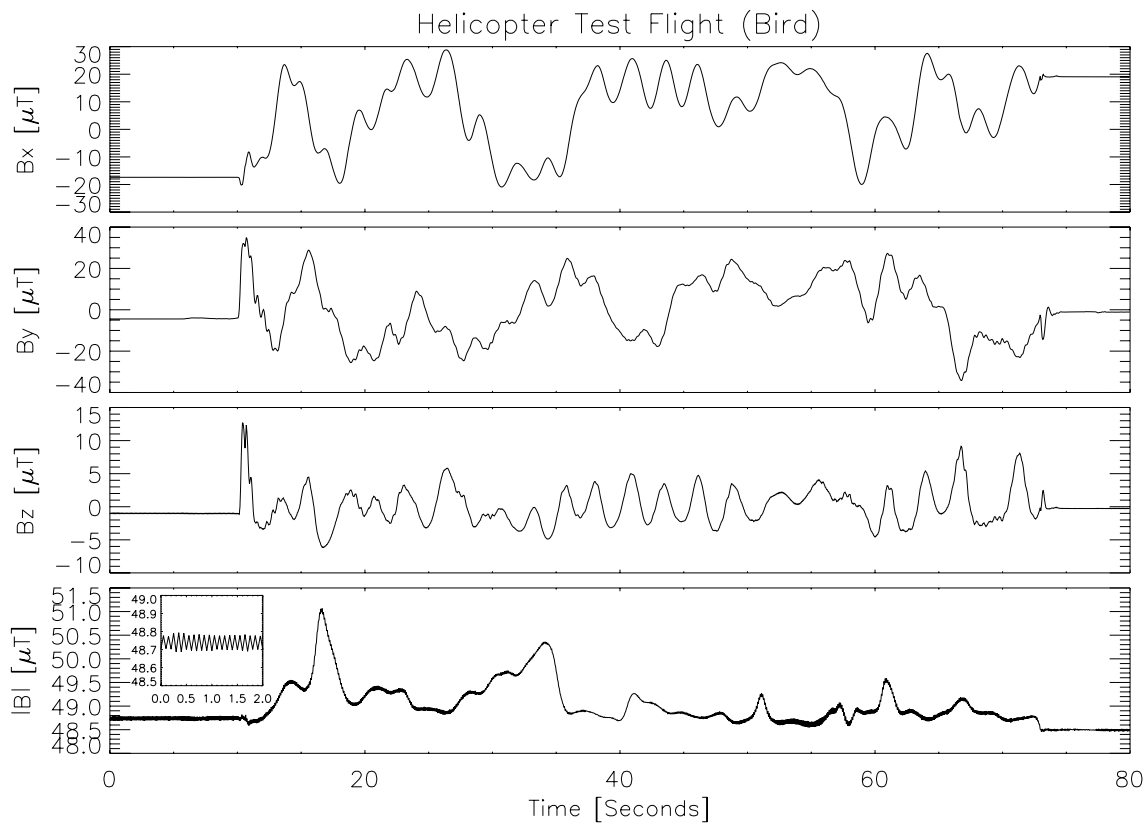


Abbildung 3.3: Magnetfeldmessung des Fluxgate-Magnetometers während eines Testfluges mit dem Helikopter im Sensorbezugssystem. Die  $x$ -Achse des Magnetometers ist parallel zur Längsachse des Birds, die  $z$ -Achse zeigt im Flug in Richtung Helikopter.

trägt. Der Rotornoise ist in Abb. 3.3 besonders gut im Betrag zu erkennen. Die Amplitude dieser Schwingung beträgt etwa 50 nT. Offenbar wären also noch weitere Maßnahmen zu ergreifen, um den Einfluß der Störfelder auf die Magnetfeldmessungen zu reduzieren. Solche wären eine Modifikation des Helikopters zur Vermeidung oder Verringerung der Störfelder oder die Reduzierung der Störfeldeinflüsse in den Daten durch eine entsprechende digitale Filterung im Postprocessing.

### 3.1.3 Luftschiffe

Wie Helikopter erzeugen auch Luftschiffe ihren Auftrieb unabhängig von ihrem Vortrieb, in diesem Fall durch das Auftriebsgas in der Hülle. Für das Auftriebsgas wird nahezu ausschließlich Helium verwendet. Ein Teil des Gesamtauftriebes kann jedoch auch aerodynamisch durch den Vortrieb oder durch schwenkbare Antriebsmotoren erzeugt werden. Mit Luftschiffen können daher geringe Geschwindigkeiten realisiert werden, so daß ein Flug mit geringer Höhe über Grund möglich ist. Als Trägersystem für aeromagnetische Messungen erlaubt dies die Realisierung eines hohen räumlichen Auflösungsvermögens (siehe Abschnitt 2.2.2). Eine Darstellung der Grundlagen des Luftschifffluges erfolgt in den Abschnitten 3.2 und 3.3.



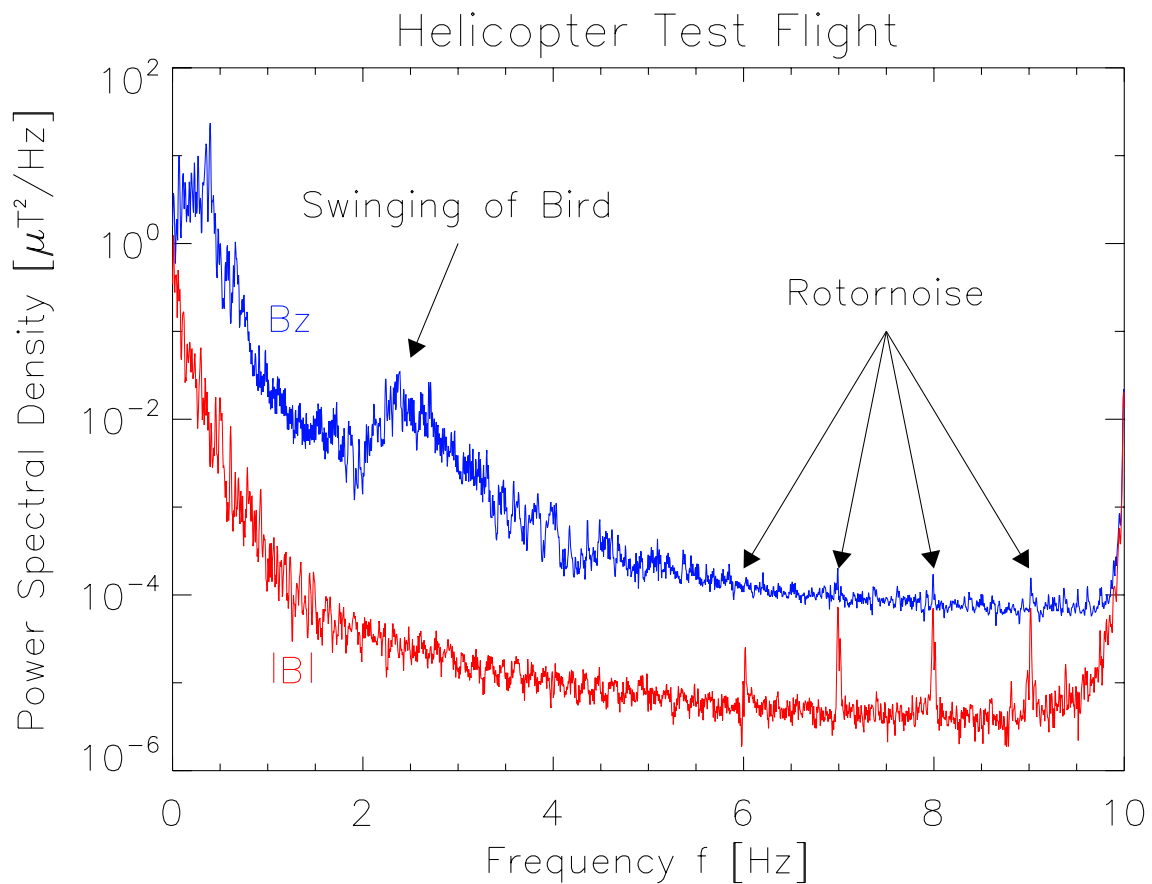


Abbildung 3.4: Leistungsdichtespektrum für die z-Komponente und den Betrag des Magnetfeldes aus Abb. 3.3.

Ferngesteuerte Luftschiffe werden nur von wenigen Firmen in Europa in geringer Stückzahl hergestellt. Die Luftschiffe haben in der Regel Längen zwischen 2 und 15 m. Die größte Abnehmergruppe dieser Produkte ist im Werbebereich ansässig. Die Hüllen werden mit Produkt- oder Firmenwerbung versehen und bspw. bei Messen oder Sportveranstaltungen eingesetzt. Im Konsumentenmarkt spielen sie kaum eine Rolle. Die so bezogenen Luftschiffe sind üblicherweise *Prall-Luftschiffe*. Im Gegensatz zu *Starr-Luftschiffen* bzw. *Zeppelin*en besitzen Prall-Luftschiff keine starre Struktur, sondern allein der Druck des Auftriebsgases sorgt für die Formgebung der Hülle. Weiterhin werden derzeit unbemannte Luftschiffe konzipiert, die in großen Höhen über Grund als Relaisstationen für Telekommunikationsanwendungen dienen und ihre Energieversorgung über Solarzellen sichern (Mueller et al., 2004; Lutz et al., 2000). Solche Luftschiffe, die über lange Zeiträume operieren können, könnten aber auch dazu eingesetzt werden, Langzeitmessungen autonom durchzuführen (Kantor et al. 2001). Im Rahmen aerogravimetrischer Explorationen von Diamantvorkommen wurde jüngst ein bemannter Zeppelin der *Zeppelin Luftschifftechnik* eingesetzt. Aufgrund der großen Masse (18.5 t) und Größe (8425 m<sup>3</sup>) reagiert das Luftschiff sehr träge auf Wind und Turbulenzen, so daß im Vergleich zu einem Kleinflugzeug die hierdurch auf das Gravimeter wirkenden Beschleunigungen um den Faktor 10 bis 100 reduziert werden konnten (Hatch et al. 2006).

Die Strukturkomponenten eines unbemannten Prall-Luftschiffes bestehen üblicherweise aus unmagnetischen Leichtbaumaterialien. Außerdem erlauben die großen Abmessungen eines Luftschiffes, Magnetometer-Sensoren und die Antriebseinheit weit voneinander entfernt am Luftschiff anzubringen. Dies ist ein entscheidender Vorteil des Luftschiffes gegenüber Flächenflugzeugen und Helikoptern. Bei letzteren ist eine kompakte Bauweise oft erforderlich, um bspw. Anforderungen an die Schwerpunktlage und Festigkeit der Struktur erfüllen zu können. Desweiteren sind bei Luftschiffen Abstürze mit der Folge der Zerstörung des Fluggerätes und der Nutzlasten vergleichsweise unwahrscheinlich. Selbst in dem Fall, daß die Hülle während eines Fluges leckschlägt, verbleibt in der Regel ausreichend Auftriebsgas, was die Absturzfolgen vermindert.

Für den Antrieb von ferngesteuerten Luftschiffen werden nahezu ausschließlich Elektromotoren verwendet, da diese sehr zuverlässig arbeiten. Zudem nimmt bei der Verwendung von Verbrennungsmotoren die Masse des Fluggerätes durch den Treibstoffverbrauch ab. Aus Sicherheitsgründen werden Luftschiffe jedoch stets mit einem effektiven Abtrieb geflogen, so daß bei einem möglichen Ausfall des Antriebes das Luftschiff zu Boden sinkt und nicht unkontrolliert aufsteigt. Der Treibstoffverbrauch eines verbrennungsgetriebenen Luftschiffes schmälert jedoch diesen Abtrieb.

Die Windanfälligkeit kann als ein entscheidender Nachteil des Einsatzes von Luftschiffen betrachtet werden, da diese dem Wind eine große Angriffsfläche bieten. In der Einsatzpraxis bedeutet dies, daß ein Luftschiff bei Erreichen von kritischen Windgeschwindigkeiten nicht mehr sicher geflogen werden kann (vgl. Abschnitt 3.3). In einer Gruppe gleichartig aufgebauter Luftschiffe, bei der die räumlichen Dimensionen des Luftschiffes mit dem Faktor  $f$  verändert werden, verändert sich das Hüllenvolumen und damit der Auftrieb und die Nutzlastkapazität mit  $f^3$ , während sich die Fläche des Luftschiffes und damit die Windanfälligkeit mit der zweiten Potenz von  $f$ , also mit  $f^2$ , ändert. Das bedeutet, daß insbesondere kleine Luftschiffe bei gegebener Hüllensfläche weniger Auftrieb erzeugen als größere Luftschiffe. Sie verfügen daher nicht nur absolut über weniger Nutzlastkapazität, sondern auch in Bezug auf die Hüllensfläche. Dagegen ist die Hüllensfläche größerer Luftschiffe zwar absolut betrachtet größer, jedoch verfügen diese über eine größere Nutzlastkapazität in Bezug auf diese Fläche. Ein Teil dieser Nutzlastkapazität kann dafür aufgewendet werden, das Luftschiff mit einer leistungsfähigen Antriebseinheit auszustatten.

Im Rahmen dieser Arbeit fiel die Entscheidung zugunsten der Verwendung eines Luftschiffes. Ausschlaggebend war insbesondere die Möglichkeit, langsam und dicht über dem Boden fliegen zu können, um ein möglichst großes räumliches Auflösungsvermögen in den Daten zu realisieren. Daneben waren auch rein praktische Erwägungen wichtig: Das Fliegen von Luftschiffen läßt sich sehr viel leichter erlernen, als das Fliegen von Helikoptern und Flächenflugzeugen. Viele Flugfehler haben aufgrund der Trägheit von Luftschiffen deutlich harmlosere Folgen für das Fluggerät und die Nutzlast. Angesichts dieser Vorteile wird die Windanfälligkeit und die damit einhergehende Beschränkung von Einsätzen auf Situationen mit günstigen Windbedingungen in Kauf genommen.



## 3.2 Aerostatik der Luftschiffe

### 3.2.1 Auftrieb und Nutzlastkapazität

Jeder Körper mit Volumen  $V$  unterliegt in einem Medium der Dichte  $\rho_a$  einer Auftriebskraft  $F_b$ , deren Größe der Gewichtskraft des verdrängten Mediums

$$F_b = -\rho_a V g \quad (3.1)$$

entspricht, wenn  $g$  die Schwerebeschleunigung ist (*Archimedisches Prinzip*). Bei den allermeisten Körpern in der Erdatmosphäre ist diese Auftriebskraft vernachlässigbar klein gegenüber der ihr entgegengerichteten Gewichtskraft  $mg$ , wenn  $m$  die Masse des Körpers ist. Für einen Menschen auf Seehöhe beträgt das Verhältnis Auftriebskraft zu Gewichtskraft gerade mal 0.12% (Khoury und Gillett 1999). Ist der Körper jedoch leichter als die verdrängte Luft, so resultiert eine Netto-Auftriebskraft. Allgemein gilt für die Größe der Auftriebskraft:

$$F_{b,n} = (m - \rho_a V)g. \quad (3.2)$$

Hierbei bedeuten negative  $F_{b,n}$  einen effektiven Auftrieb und positive  $F_{b,n}$  einen effektiven Abtrieb des Körpers.

Nun soll der Fall eines Luftschiffes mit dem Hüllenvolumen  $V$  betrachtet werden. Die Gesamtmasse setzt sich hierbei zusammen aus der Masse des Auftriebsgases  $\rho_g V g$  und der Masse für die Strukturkomponenten (Hülle, Antrieb, Gondel, usw.)  $m_s$ . Vernachlässigt man das Volumen der Struktur-Komponenten gegenüber dem der Hülle, so berechnet sich die Netto-Auftriebskraft eines Luftschiffes zu

$$F_{b,n} = ((\rho_g - \rho_a)V + m_s)g. \quad (3.3)$$

Insbesondere kleinere, unbemannte Luftschiffe werden stets „schwerer als Luft“ geflogen. Das bedeutet, daß die Beladung des Luftschiffes mit Nutzlasten und Ballast so erfolgt, daß sich im antriebslosen Fall ein geringer, effektiver Abtrieb ( $F_{b,n} > 0$ ) einstellt. Dies ist erforderlich, damit das Luftschiff z. B. im Falle eines Ausfalls der Antriebseinheit nicht unkontrollierbar aufsteigt. Die Größe des einzustellenden effektiven Abtriebes hängt hierbei u. a. von der Größe des Luftschiffes, den Windverhältnissen und den gewünschten Flugeigenschaften ab.

Eine pessimistische Abschätzung der Nutzlastkapazität des Luftschiffes soll wie folgt vorgenommen werden: Es sei  $m_p$  die Nutzlastkapazität (inkl. Ballast) in Masseinheiten, und es soll zunächst  $F_p = m_p g = -F_{b,n}$  angenommen werden. Dies entspricht einer kräftefreien Situation, bei der die Auftriebskraft des Hüllengases durch die Gewichtskraft des Luftschiffes und seiner Beladung gerade kompensiert wird. Mit Gl. 3.3 ergibt sich für die Nutzlastkapazität

$$m_p = (\rho_a - \rho_g)V - m_s = \Delta\rho V - m_s. \quad (3.4)$$

Wie in Gl. 3.4 erkennbar, hängt die Nutzlastkapazität nicht nur von den Luftschiffparametern  $V$  und  $m_s$ , sondern auch vom Dichtekontrast zwischen dem Gas der Umgebung (Index  $a$ ) und dem Auftriebsgas (Index  $g$ )  $\Delta\rho = \rho_a - \rho_g$  ab. Diese Größe ist von den vorherrschenden Druck- und Temperaturverhältnissen abhängig. Für das Auftriebsgas bei Luftschiffen verwendet man in der Regel Helium (He), seltener Wasserstoff ( $H_2$ ) oder Heißluft. Sowohl die Hauptbestandteile der Luft, Stickstoff ( $N_2$ ) und Sauerstoff ( $O_2$ ), als auch die in Frage kommenden Auftriebsgase verhalten sich unter den typischen Bedingungen der Atmosphäre wie ideale Gase, für die der Zusammenhang zwischen Druck  $p$ , Molvolumen  $V_{mol}$  und Temperatur  $T$  über die ideale Gasgleichung  $pV_{mol} = RT$  vermittelt wird.  $R$  ist die universelle Gaskonstante mit  $R = 8.31451 \text{ J mol}^{-1} \text{ K}^{-1}$ . In der idealen Gasgleichung eliminiert man  $V_{mol}$  durch Einsetzen von  $\rho = M/V_{mol}$ , wobei  $M$  die Molmasse des betreffenden Gases ist. Nimmt man an, daß das Auftriebsgas und die umgebende Luft die gleiche Temperatur  $T$  und den gleichen Druck  $p$  aufweisen, dann ergibt sich für den Dichtekontrast

$$\Delta\rho = \frac{p}{RT}(M_a - M_g). \quad (3.5)$$

In Abb. 3.5 ist der Dichtekontrast Helium-Luft oder der spezifische Auftrieb über dem Verhältnis  $p/T$  aufgetragen. Hierbei wurde  $M_a = M_{Air} = 28.9 \text{ g mol}^{-1}$  und  $M_g = M_{He} = 4 \text{ g mol}^{-1}$  angenommen. Der Dichtekontrast ist umso größer, je kleiner die Temperatur  $T$  und desto höher der Druck  $p$  ist. Die äußeren vertikalen Linien geben einen typischen Variationsbereich des Verhältnisses von  $p/T$  an, für den ein Einsatz des Luftschiffes denkbar wäre. Innerhalb dieses Bereiches variiert der Dichtekontrast zwischen etwa  $0.93 \text{ kg m}^{-3}$  für  $p = 980 \text{ mbar}$  und  $T = 30^\circ \text{ C}$  und  $1.09 \text{ kg m}^{-3}$  für  $p = 1030 \text{ mbar}$  und  $T = 0^\circ \text{ C}$ . Bei Standardbedingungen,  $T = 20^\circ \text{ C}$  und  $p = 1013 \text{ mbar}$  (mittlere vertikale Linie in Abb. 3.5), beträgt der Dichtekontrast etwa  $1 \text{ kg m}^{-3}$ .

Für die Nutzlastkapazität nach Gl. 3.4 ergibt sich demnach unter Berücksichtigung von Gl. 3.5 folgender Ausdruck:

$$m_p = \frac{p}{RT}(M_a - M_g)V - m_s \quad (3.6)$$

Setzt man nun für  $p$  und  $T$  Standardbedingungen an, so erhält man mit  $m_p \approx 1 \text{ kg m}^{-3} V - m_s$  eine einfache Beziehung für die Nutzlastkapazität  $m_p$  in Abhängigkeit der Luftschiffparameter  $m_s$  und  $V$ :

### 3.2.2 Hüllen-Innendruck

Bei den in dieser Arbeit betrachteten Prall-Luftschiffen ist der Druck des Auftriebsgases im Inneren der Hülle etwas größer als der Außendruck, um der Hülle ihre Form zu geben. Der Überdruck wird durch die Oberflächenspannung der Hülle aufrechterhalten. Sei der Innendruck  $c$ -mal so groß wie der Außendruck, so muß Gl. 3.5 wie folgt modifiziert werden:

$$\Delta\rho = \frac{p}{RT}(M_a - cM_g). \quad (3.7)$$

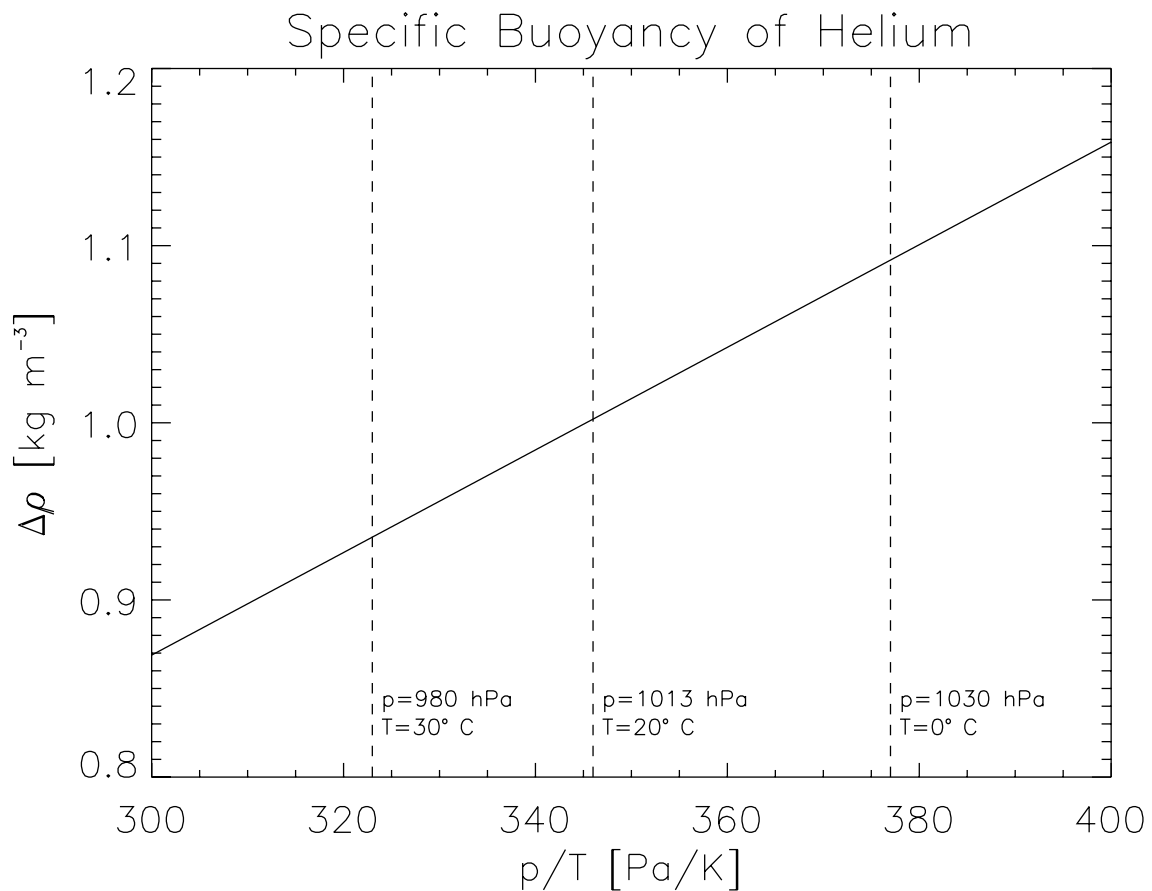


Abbildung 3.5: Dichtekontrast Helium-Luft bzw. spezifischer Auftrieb als Funktion des Verhältnisses Druck zu Temperatur  $p/T$  für trockene Luft.

Offensichtlich führt ein hoher Innendruck zu einer Verringerung des Dichtekontrastes und damit nach Gl. 3.4 zu einer Verringerung der Nutzlastkapazität des Luftschiffes. Dieser Effekt ist jedoch sehr klein. Der Innendruck des verwendeten Prall-Luftschiffes ist lediglich etwa 10 mbar größer als der Außendruck, so daß für Standardbedingungen am Boden  $c \approx 1.01$  folgt. Für Helium-Luftschiffe ergibt sich nach Gl. 3.7 eine Verringerung des Dichtekontrastes von gerade 0.2%. Im Folgenden soll daher immer  $c = 1$  angenommen werden.

### 3.2.3 Luftfeuchtigkeit

Die Überlegungen der vorangehenden Abschnitte erfolgten unter der Annahme, daß die umgebende Luft kein Wasser in Form von Luftfeuchtigkeit enthält. Jedoch beträgt bei Standardbedingungen (1013 mbar, 20° C) und einer relativen Luftfeuchtigkeit von 50% die spezifische Luftfeuchtigkeit etwa 1%, d. h. in einem Kilogramm Luft (entspricht einem Volumen von etwa 1 m<sup>3</sup>) befinden sich 10 g Wasser. In tropisch-feuchten Gebieten mit Temperaturen von 40° C und einer relativen Luftfeuchtigkeit von annähernd 100% beträgt der Wassergehalt in der Luft fast 50 g (vergl. Riehl 1965, Abb. 4.1). Feuchte Luft stellt nun ein Gemisch aus den Bestandteilen der trockenen Luft und Wasserdampf

(H<sub>2</sub>O) dar. Da die Molmasse von Wasser mit 18 g/mol geringer ist als die Molmasse von Luft mit 28.9 g/mol, hat das gleiche Volumen feuchte Luft eine geringere Masse als trockene Luft, da bei feuchter Luft ein Teil des Volumens der trockenen Luft nun durch Wasserdampf eingenommen wird (Matveev 1967). Eine geringere Dichte der Luft führt aber nach Gl. 3.6 zu einer Verringerung der Nutzlastkapazität eines Luftschiffes, da der Dichtekontrast zwischen Luft und Helium dann kleiner ist. Sei  $s$  der spezifische Wasserdampfgehalt (in kg Wasser pro kg Luft),  $M_{a,d}$  die Molmasse von trockener und  $M_{a,m} = (1 - s)M_{a,d} + sM_{H_2O}$  die Molmasse von feuchter Luft, dann ist das Verhältnis zwischen dem Auftrieb bei trockener und bei feuchter Luft gegeben durch:

$$\frac{M_{a,m} - M_g}{M_{a,d} - M_g} = 1 - s \frac{M_{a,d} - M_{H_2O}}{M_{a,d} - M_g} \approx 1 - 0.44s. \quad (3.8)$$

Bei einer spezifischen Luftfeuchtigkeit oder Wasserdampfgehalt von bspw. 1%, wie er bei Standardbedingungen vorherrscht, beträgt die Verringerung des Auftriebes lediglich etwa 0.4%. Deshalb bleibt im folgenden auch der Einfluß der Luftfeuchtigkeit auf den Auftrieb unberücksichtigt.

In Hinblick auf Luftfeuchtigkeit kann jedoch möglicherweise ein weiterer Effekt auftreten, der viel größere Auswirkungen auf die Flugeigenschaften des Luftschiffes hat. So kann sich die in der Luft enthaltene Feuchtigkeit als Tau auf der Luftschiffhülle niederschlagen (*Kondensation*). Die Oberfläche des im Rahmen dieser Arbeit verwendeten Luftschiffes beträgt etwa 10 m<sup>2</sup>. Nimmt man an, daß sich die Taubildung auf ein Viertel der Oberfläche des Luftschiffes beschränkt und diese durch eine gleichmäßige Wasserbenetzung mit einer Dicke von 0.5 mm vereinfacht werden kann, so ergibt dies eine Wassermenge von 1.3 l bzw. eine Massenbelastung von 1.3 kg. Diese Massenzunahme, die etwa doppelt so groß wie die Nutzlastkapazität ist, würde zu einer vorübergehenden Flugunfähigkeit des Luftschiffes führen.

### 3.3 Aerodynamik der Luftschiffe

Aerodynamische Kräfte wirken auf einen Körper, wenn sich dieser durch die als ruhend angesehene Luft bewegt. Der *aerodynamische Widerstand*  $F_d$ , also eine Kraft, die der Fortbewegung des Körpers durch das Medium Luft entgegenwirkt, hängt hierbei zum einen von der Geschwindigkeit  $v$  und Form des Körpers als auch von der Dichte des umgebenden Mediums  $\rho_a$  ab:

$$F_d = \frac{1}{2} c_d A \rho_a v^2. \quad (3.9)$$

Hierbei ist  $c_d$  der dimensionslose Widerstandsbeiwert und  $A$  eine Referenzfläche des Körpers. Bei Luftschiffen ist es üblich, die Referenzfläche  $A$  aus dem Hüllenvolumen abzuleiten:  $A = V^{2/3}$ .  $A$  ist dann nicht notwendigerweise die aerodynamisch wirksame Fläche, sondern vielmehr eine charakteristische Fläche des Luftschiffes. Gl. 3.9 lautet dann:

$$F_d = \frac{1}{2}c_d V^{2/3} \rho_a v^2. \quad (3.10)$$

Gegen den aerodynamischen Widerstand wirkt der Schub (engl. *thrust*) der Motoren  $F_{thr}$ . Die maximale Vortriebsgeschwindigkeit eines Luftschiffes läßt sich bestimmen, indem man nun den Betrag beider Kräfte gleichsetzt:

$$\frac{1}{2}c_d V^{2/3} \rho_a v_{max}^2 = F_{thr}. \quad (3.11)$$

Jedoch ist der Schub der Motoren  $F_{thr}$  keine konstante Größe, sondern selbst geschwindigkeitsabhängig (Khoury und Gillett 1999). Hierbei nimmt mit größerwerdender Geschwindigkeit des Luftschiffes der Schub ab. In Abschnitt 3.4.1 ab Seite 51 erfolgt eine geschwindigkeitsabhängige Schubmessung der Motoren und die Berechnung der Maximalgeschwindigkeit des Luftschiffes *Laputa*.

## 3.4 Aufbau von *Laputa*

Das Luftschiff *Laputa*<sup>1</sup> wurde vom Institut für Geophysik und extraterrestrische Physik als Prototyp für das Testen ferngesteuerter Trägersysteme für geophysikalische Sensorik angeschafft und ist in Abb. 3.6 dargestellt. Es unterteilt sich in zwei Segmente, das *Flugsegment* und das *Bodensegment* (siehe Abb. 3.7).

Das Flugsegment umfaßt das Luftschiff, alle seine Komponenten und *Nutzlasten* (engl. *Payload*). Die wissenschaftliche Nutzlast umfaßt drei Sensoren: Ein Fluxgate-Magnetometer (MAG), ein zweiachsiges Inklinometer (INCL) und einen GPS-Empfänger (GPS) für die Positions- und Zeitbestimmung. Die Daten der Sensoren werden von einem Computer (CDMS, Central Data Management System) erfaßt und auf eine CompactFlash-Speicherkarte (Mass Storage) abgelegt. Zudem werden die GPS-Positionsinformationen über eine Telemetrie (Telemetry) an einen Computer des Bodensegmentes (Ground Segment) übertragen, wo eine Echtzeit-Darstellung des Flugweges (Trajectory Visualization) erfolgt. Über den Computer des Bodensegmentes erfolgt gleichzeitig die Steuerung (Remote Control) des Luftschiffes. Die über die Telemetrie an Bord des Luftschiffes empfangenen Steuerbefehle werden von einem Mikrocontroller (MC, Motor Controller) im Antriebsteil (Propulsion) interpretiert und an die Motoren des Luftschiffes (Motors) weitergegeben.

---

<sup>1</sup>Laputa ist der Name einer schwebenden Insel aus dem gesellschaftskritischen Roman *Gulliver's Travels* des englischen Schriftstellers *Jonathan Swift* (1667-1745). Der schwebende Zustand dieser Insel wird durch einen großen Magneten im Inneren der Insel erzeugt. Durch geeignetes Neigen des Magneten kann die Insel auch fortbewegt werden. Im Spanischen bedeutet *la puta* Hure, und es kann davon ausgegangen werden, daß sich Swift dieser Bedeutung im Klaren gewesen ist.



Abbildung 3.6: Das Luftschiff *Laputa*. Unter der Hülle ist eine Trägerstruktur angebracht. Im vorderen Teil ist die Antriebseinheit und im hinteren Teil die wissenschaftliche Nutzlast untergebracht.

### 3.4.1 Das Flugsegment

#### Das Luftschiff

Das Luftschiff mit der Modellbezeichnung FS40 wurde von der Firma Evolution GmbH in Stockach am Bodensee hergestellt. Es ist ein Prall-Luftschiff, d. h. die Form der Hülle, die aus einer Kunststoff-Folie besteht und mit Helium gefüllt ist, wird allein durch den Druck des Auftriebsgases aufrecht erhalten. Die Form der Hülle wird i. a. durch eine *Hüllen-Konturfunktion* beschrieben (Kämpf 2004). Die Hülle des Luftschiffes *Laputa* ist hierbei in sehr guter Näherung ein Rotationskörper und wird durch eine Funktion folgender Gestalt beschrieben:

$$r(\chi) = l \sqrt{\sum_{k=1}^9 a_k \chi^k} \quad \text{mit: } \chi = x - x_n. \quad (3.12)$$

Hierbei ist  $r(\chi)$  der Radius der Hülle bei einem bestimmten Abstand  $\chi$  von der Nase,  $l$  die Länge der Hülle und  $x_n$  die Koordinate der Nase des Luftschiffes. Die Parameter  $l$  und  $a_k$  lassen sich durch die geometrische Auswertung einer Bildaufnahme der Hülle gewinnen. Durch dieses Verfahren ergibt sich eine Länge  $l$  von 3.93 m, und der größte Durchmesser  $D$  beträgt 1.08 m. Die weiteren Parameter  $a_k$  der Hüllen-Konturfunktion lauten:

$$a_1 = 0.11354, a_2 = -0.064116, a_3 = -1.2529, a_4 = 4.6030, a_5 = -7.3457,$$

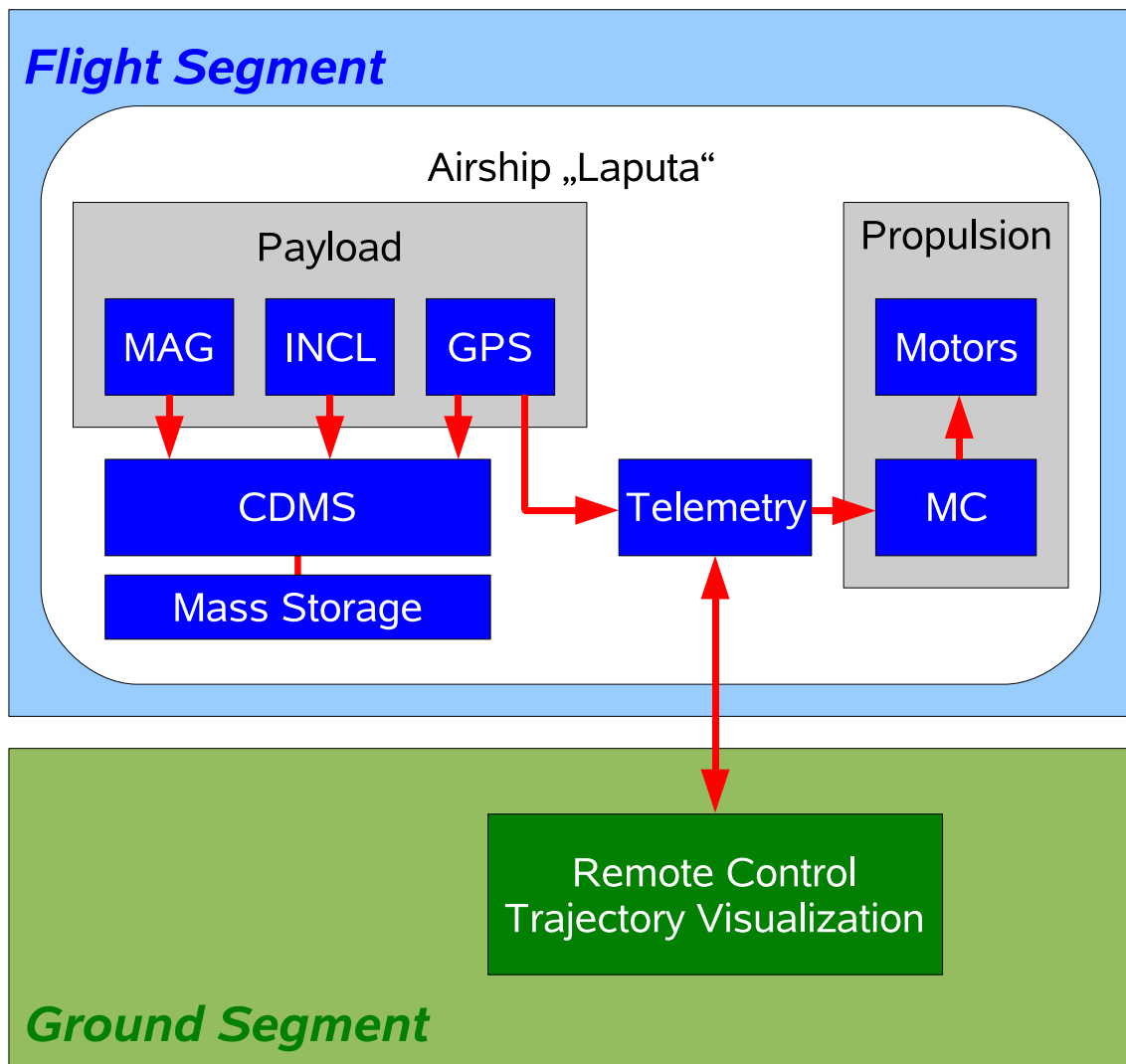


Abbildung 3.7: Systemdiagramm des Luftschiffes Laputa. Das System unterteilt sich hierbei in ein Flugsegment (Flight Segment) und ein Bodensegment (Ground Segment). Die wissenschaftliche Nutzlast (Payload) besteht aus einem Magnetometer (MAG), einem Inklinometer (INCL) und einem GPS-Empfänger (GPS). Die Meßdaten werden von einem Zentralrechner (CDMS: Central Data Management System) auf einer Speicherkarte (Mass Storage) abgelegt. Über eine Telemetrie (Telemetry) erfolgt eine bidirektionale Datenverbindung zum Bodensegment. Steuerbefehle werden an einen Motor Controller (MC) der Antriebseinheit (Propulsion) weitergeleitet. Die GPS-Positionsdaten können am Boden in Echtzeit dargestellt werden (Trajectory Visualization).

$$a_6 = 5.9957, a_7 = -2.2066, a_8 = -0.14025, a_9 = 0.29746.$$

Die Hüllenkonturfunktion mit diesen Parametern ist in Abb. 3.8 dargestellt. Das Verhältnis von Durchmesser zu Länge  $D/l$ , welches die Form der Hülle charakterisiert, beträgt bei Laputa 0.27. Das Volumen der Hülle läßt sich durch geeignete Integration von Gl. 3.12 bestimmen:



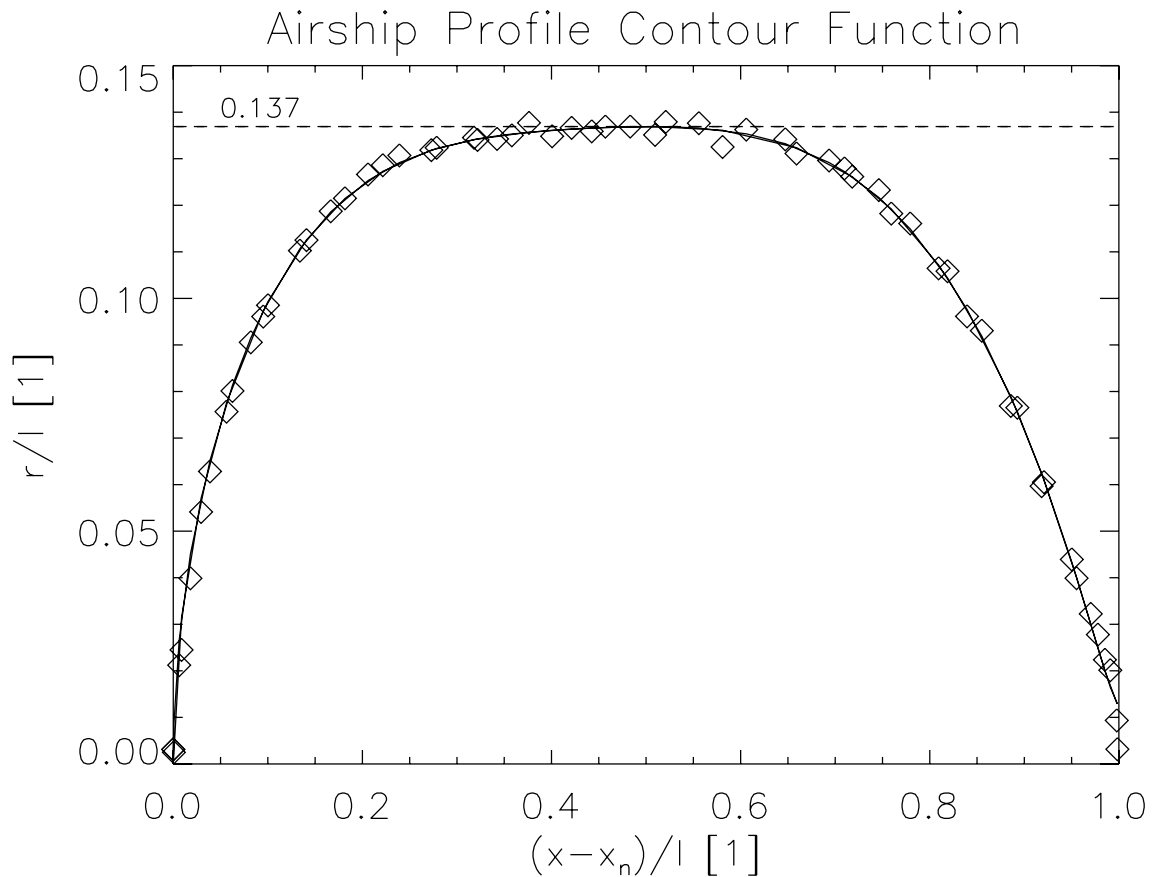


Abbildung 3.8: Hüllen-Konturfunktion des Luftschiffes Laputa. Auf der horizontalen Achse ist die Längskoordinate  $\chi = x - x_n$ , normiert auf die Länge  $l$  des Luftschiffes und auf der vertikalen Achse der jeweilige Hüllradius  $r(\chi)$ , ebenfalls auf  $l$  normiert, dargestellt. Die Rauten geben die Koordinaten des Hüllenumrisses an, wie er aus einer Bildaufnahme des Luftschiffes gewonnen wurde. Aus dieser Bildaufnahme ergab sich die Länge des Luftschiffes zu  $l = 3.93$  m.

$$V = \pi \int_0^l r(\chi)^2 d\chi. \quad (3.13)$$

Das Hüllenvolumen berechnet sich hierdurch zu  $V = 2.55 \text{ m}^3$ . Die Abmessungen und das Volumen der Hülle variieren jedoch geringfügig mit dem Fülldruck. Außerdem können die kleinen Heliumatome durch das Material der Hülle hindurchdiffundieren. Das Luftschiff weist also eine natürliche Leckrate für das Auftriebsgas auf. Dies führt wiederum zu einer Verringerung des Fülldruckes. So kann es auch erforderlich werden, nach einer bestimmten Zeit Helium nachzufüllen, um einen gewissen Mindestauftrieb nicht zu unterschreiten.

Aus dem so bestimmten Hüllenvolumen  $V$  und Abb. 3.5 ergibt sich, daß der Brutto-Auftrieb des Luftschiffes bei Standardbedingungen etwa 2.55 kg beträgt. Abb. 3.5 deutet aber auch eine starke Abhängigkeit des Auftriebes von den meteorologischen Umgebungsbedingungen am Einsatzort (Temperatur und Druck) an. So kann der tatsächliche Auftrieb des Luftschiffes um bis zu 10% von dem hier angegebenen Wert abweichen.

Komponente	Masse [kg]
<b>Bruttoauftrieb:</b>	2.550
<i>Struktur</i>	
Hülle	0.666
Befestigungs-Gurte	0.016
Heck-Leitwerke	0.124
Trägerstruktur	0.294
<i>Antrieb</i>	
Antriebseinheit	0.580
Vertikalmotor	0.152
<i>Energieversorgung</i>	
Akkus	0.270
<i>Wiss. Nutzlast</i>	
Wiss. Nutzlast	0.538
<b>Gesamt:</b>	2.640

Tabelle 3.1: Bruttoauftrieb und Massen der Luftschiffkomponenten von Laputa.

In Tab. 3.1 ist dem Brutto-Auftrieb die Massen der Luftschiff-Komponenten gegenübergestellt. Demnach beträgt die Gesamtmasse des Luftschiffes einschließlich der wissenschaftlichen Nutzlast 2.64 kg. Somit weist das Luftschiff selbst in der Standardkonfiguration schon einen effektiven Abtrieb von 90 g auf, und eine umfangreiche Ballastierung ist nicht mehr notwendig. Auf der anderen Seite muß festgestellt werden, daß das Nutzlastvermögen vollständig ausgereizt und damit eine mögliche Erweiterung der wissenschaftlichen Sensorik nicht mehr möglich ist.

Unterhalb der Hülle befindet sich eine 2 m lange Trägerstruktur, die mit Gurten an der Hülle befestigt ist (Abb. 3.6 und Abb. 3.9). Diese dient der Aufnahme aller Nutzlasten und besteht aus drei längs zum Luftschiff verlaufenden kohlefaserverstärkten Kunststoffholmen, die mit Querprofilen aus Polystyrol-Schaumstoff verklebt sind. Die Nutzlasten werden auf Kohlefaser-Sandwichplatten montiert und mittels Kabelbinder an den Längsholmen der Trägerstruktur schraubenlos angebracht. Das Ende der Trägerstruktur, das in Bezug auf die Fahrtrichtung nach vorne zeigt, befindet sich in Abb. 3.9 links oben. Dort befindet sich die Energieversorgung, die Motorregler, die Hauptantriebsmotoren und die Telemetrie. Durch diese Komponenten fließen z. T. hohe elektrische Ströme, die in ihrer unmittelbaren Nähe signifikante Störfelder produzieren können. Deshalb wurde die wissenschaftliche Nutzlast mit dem Magnetometer-Sensor am gegenüberliegenden Ende der Trägerstruktur angebracht (in Abb. 3.9 unten rechts), um eine maximale geometrische Abschwächung der Störfelder zu erreichen. Eine Bestimmung der Störfelder der Antriebseinheit des Luftschiffes am Ort des Magnetometer-Sensors erfolgt in Abschnitt 4.2. Im mittleren Bereich der Trägerstruktur befindet sich ein einzelner Motor für den Auf- und Abtrieb, der für die Erfüllung seiner Funktion unterhalb des Schwerpunktes des Luftschiffes angebracht werden muß.

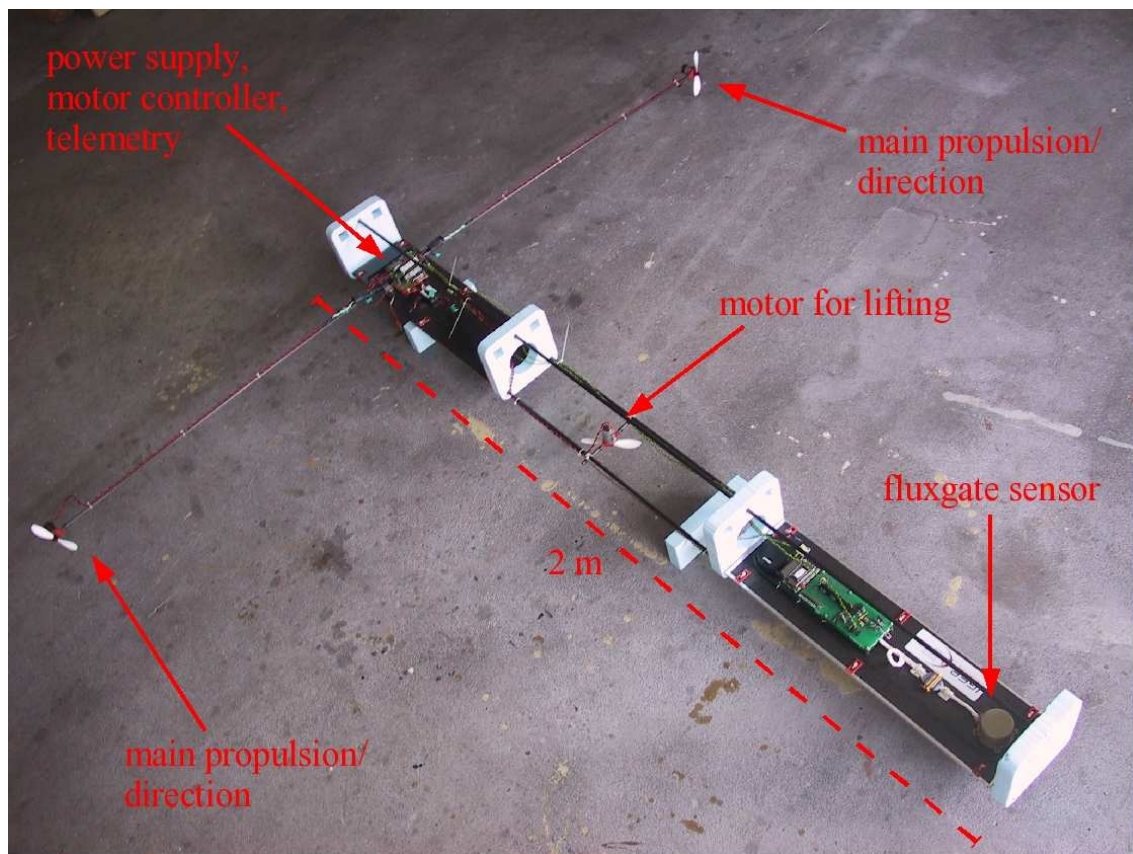


Abbildung 3.9: Die Trägerstruktur des Luftschiffes. In dem Bereich, der in Flugrichtung nach vorne zeigt (oben-links) befindet sich die Energieversorgung, die Antriebselektronik und die Telemetrie, durch die z. T. hohe elektrische Ströme fließen und die in ihrer Umgebung Störfelder produzieren können. Am gegenüberliegenden Ende (unten-rechts) befindet sich die wissenschaftliche Nutzlast mit dem Magnetometer-Sensor, um eine maximale geometrische Abschwächung der Störfelder zu gewährleisten. In der Mitte befindet sich der Motor für den Auf- und Abtrieb.

#### Energieversorgung

Die elektrische Energieversorgung erfolgt über *Lithium-Polymer-Akkus* (LiPo). Hierbei sind jeweils für die Antriebseinheit als auch die wissenschaftliche Nutzlast eigene Akkupacks vorgesehen, um einerseits den unterschiedlichen Anforderungen in Bezug auf Spannung und Strom und andererseits eine gegenseitige Beeinflussung von Antrieb und Sensorik zu vermeiden. LiPo-Akkus erfreuen sich seit einigen Jahren großer Beliebtheit im Modellbau, da sie eine hohe gravimetrische Energiedichte aufweisen. Hierbei gibt die gravimetrische Energiedichte an, wieviel elektrische Energie ein Akku in Bezug auf sein Eigengewicht speichern kann. LiPo-Akkus erreichen hierbei Energiedichten von 150 Wh/kg. Die im Modellbau ebenfalls weit verbreiteten *Nickel-Cadmium-Akkus* (NiCd) erreichen dagegen lediglich Energiedichten von rund 40 Wh/kg (Zinnikier 2003). Das heißt, daß NiCd-Akkus bei gleicher Kapazität (Ladungsmenge) und Spannung etwa vier mal schwerer sind als LiPo-Akkus. Als Nachteil von LiPo-Akkus sind bspw. deren Anfälligkeit gegenüber Tiefentladungen oder die Gefahr von Explosionen bei unsachge-

mäßigem Laden der Zellen zu nennen. Beim Laden von LiPo-Akkus sind daher spezielle Vorsichtsmaßnahmen einzuhalten.

## Antrieb

Der Antrieb des Luftschiffes erfolgt über Elektromotoren. Die dazugehörige Elektronik befindet sich im vorderen Teil der Trägerstruktur. Die Kommandierung des Luftschiffes erfolgt über ein serielles Funkmodem (siehe S. 58). Die hierüber übertragenden Kommandos werden von einem speziell hierfür vorgesehenen Mikrocomputer (*Motor-Controller*, MC) ausgelesen und in Steuerimpulse übersetzt, die nun zur Regelung der Leistung der Motoren verwendet werden. Von den insgesamt drei Motoren (Graupner Speed 400) befinden sich zwei an den Enden der seitlich aus der Trägerstruktur herausragenden Booms. Die Luftschrauben dieser Motoren lassen sich in beide Richtungen drehen, so daß diese Motoren das Luftschiff sowohl in Vor- als auch in Rückwärtsbewegung versetzen können. Darüber hinaus läßt sich die Drehzahl der beiden Motoren unabhängig voneinander regeln, so daß diese Motoren auch zur Lenkung des Luftschiffes verwendet werden können. Ein weiterer Motor ist unterhalb des Schwerpunktes des Luftschiffes angebracht und wird für die Steuerung der Flughöhe des Luftschiffes verwendet. Durch eine geeignete Schwerpunktlage des Luftschiffes (*Trimmung*) kann ein gewisser Auftrieb auch aerodynamisch erzeugt werden. Zeigt die Nase des Luftschiffes während des Vorwärtsfluges leicht nach oben, so begünstigt dies einen dynamischen Auftrieb.

Wie bereits in Abschnitt 3.3 erwähnt, ist der Schub des Propellerantriebes selbst geschwindigkeitsabhängig und nimmt mit wachsender Geschwindigkeit des Luftschiffes ab. Dieser Zusammenhang wurde für die verwendete Kombination aus Motor und Luftschraube in einem einfachen Windkanalversuch (Abb. 3.10) experimentell bestimmt. Die an den Motor angelegte Spannung wurde zu 7.4 V gewählt, was der Nennspannung der Antriebsakkus entspricht. Bei Vollgas-Stellung liegt eben diese Spannung an den Motoren an. Die Luftströmung des regelbaren Gebläses (Adjustable Blower in Abb. 3.10) simuliert die Fortbewegung des Antriebes während des Fluges. Die Geschwindigkeit der Luftströmung wurde mit einem Anemometer bestimmt. Abhängig von der Strömungsgeschwindigkeit  $v$  wurde die Schubkraft entgegen der Richtung der Strömung mit einer Waage (Scale) bestimmt.

Das Ergebnis dieser Messung für zwei Motoren ist in Abb. 3.11 dargestellt (obere, fallende Kurve). Der Standschub der Motoren für  $v = 0$  beträgt  $(3.5 \pm 0.5)$  N und fällt bei einer Geschwindigkeit von  $v = 10 \text{ m s}^{-1}$  auf  $(2.2 \pm 0.5)$  N ab. Die zweite, monoton steigende Kurve in Abb. 3.11 ist der nach Gl. 3.10 berechnete aerodynamische Widerstand des Luftschiffes. Unter Standardbedingungen (1013 mbar, 20° C) beträgt die Dichte der Luft  $1.293 \text{ kg m}^{-3}$ , und der Widerstandsbeiwert  $c_d$  der Luftschiffhülle von Laputa kann mit dem Wert 0.025 abgeschätzt werden. Zudem ist zu berücksichtigen, daß bei bemannten Luftschiffen die Hülle nur etwa zur Hälfte zum Gesamt-Widerstand beiträgt (Khoury und Gillett 1999). Die andere Hälfte ist der Gondel, den außen angebrachten Motoren und den Leitwerken zuzurechnen. Die Trägerstruktur von Laputa ist aber sicherlich deutlich weniger windschnittig ausgeführt als die Gondeln bemannter Luftschiffe, weshalb die Annahme, der Windwiderstandsbeiwert des gesamten Luftschiffes sei doppelt so groß wie der der Hülle, sicherlich in jedem Fall gerechtfertigt ist.

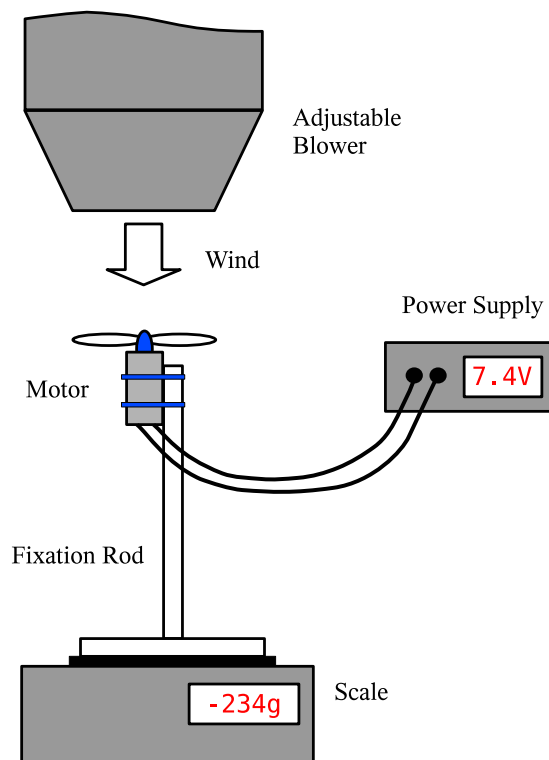


Abbildung 3.10: Experimenteller Aufbau zur Messung des geschwindigkeitsabhängigen Schubes der Antriebsmotoren. Durch das regelbare Gebläse (Adjustable Blower) wird die Anströmung durch die Fortbewegung simuliert. Die Geschwindigkeit der Luftströmung wird mit einem Anemometer (nicht dargestellt) bestimmt. Die Schubkraft des Motors wird mit Hilfe einer Waage (Scale) gemessen, auf der der Motor befestigt ist.

Nach Gl. 3.11 ist die maximale Vortriebsgeschwindigkeit  $v_{max}$  der Schnittpunkt beider Kurven in Abb. 3.11, für den sich  $v_{max} = (7.0 \pm 0.5) \text{ m s}^{-1}$  bzw.  $(25 \pm 2) \text{ km h}^{-1}$  ergibt. Ein Einsatz des Luftschiffes ist nur dann sinnvoll, wenn die vorherrschenden Windgeschwindigkeiten niedriger sind als  $v_{max}$ . Die Erfahrungen mit dem Luftschiff bei Flügen im Freien hat ergeben, daß eine sichere Steuerbarkeit nur bis zu einer Geschwindigkeit von etwa  $3.5 \text{ m s}^{-1}$  (2 Bft) gegeben ist. Bei der Beurteilung der Einsatzmöglichkeit ist allerdings auch zu berücksichtigen, wie böig der Wind ist.

### Magnetometer

Das Hauptinstrument der wissenschaftlichen Nutzlast ist ein dreikomponentiges, vektor-kompensiertes Fluxgate-Magnetometer der Firma Magson GmbH, Berlin. Es handelt sich hierbei um ein digitales Fluxgate-Magnetometer, auf dessen prinzipielle Funktionsweise bereits in Abschnitt 2.3.1 eingegangen wurde. Solche Magnetometer zeichnen sich durch kompakte Ausmaße, hohe Integrität, geringe Leistungsaufnahme und guten Meßeigenschaften aus. Vergleichbare Magnetometer verrichten derzeit erfolgreich Dienst auf den Raumsonden Rosetta zum Kometen 67P/Churyumov-Gerasimenko (Auster et al. 2007), der Venus-Mission VenusExpress (Zhang et al. 2006) oder auf der Raumsonde THEMIS (Auster et al. in press, 2008) zur Erforschung magnetischer Teilstürme in der Erdmag-



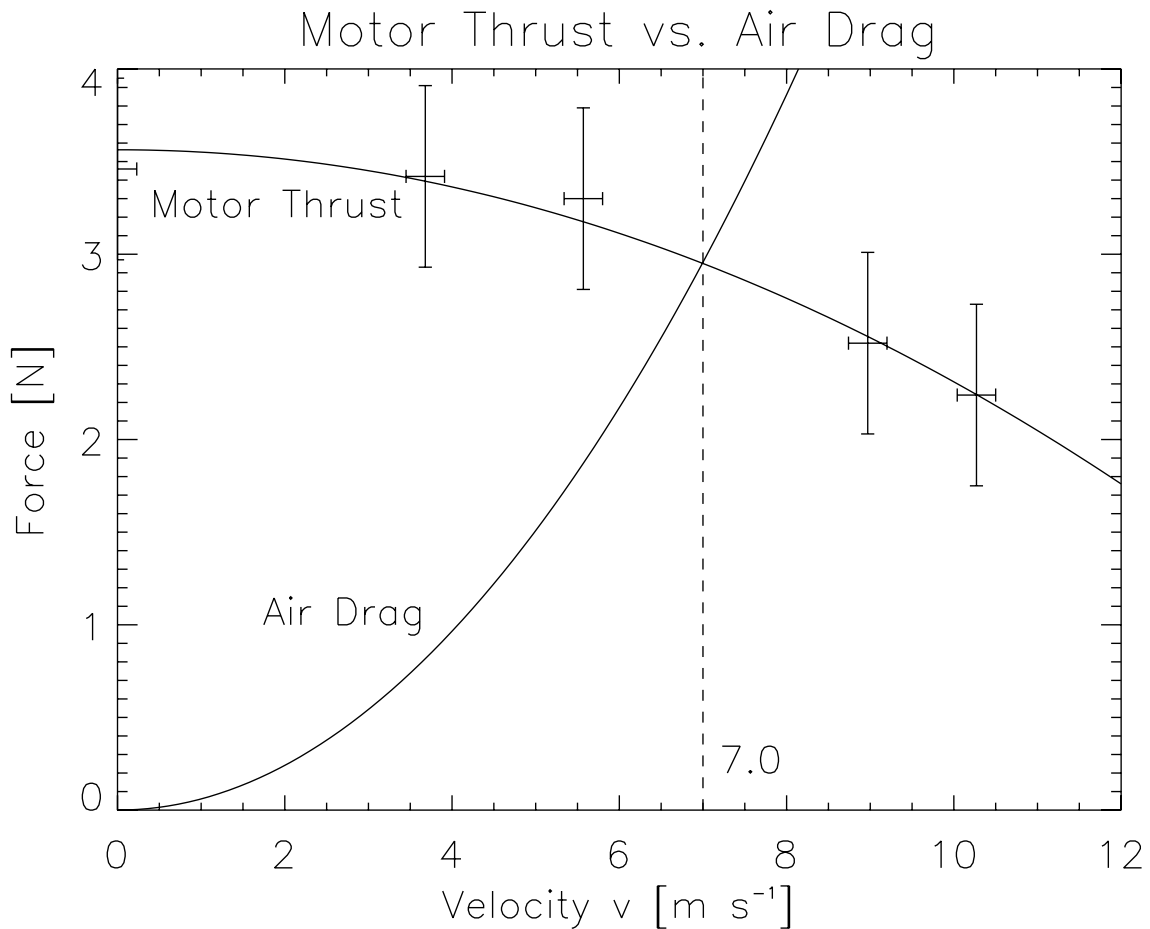


Abbildung 3.11: Experimentell bestimmter, geschwindigkeitsabhängiger Schub der Antriebsmotoren für die maximal mögliche Motorspannung von 7.4 V (obere Kurve) und aerodynamischer Widerstand des Luftschiffes (untere Kurve). Der Schnittpunkt beider Kurven ist die maximal mögliche Vortriebsgeschwindigkeit des Luftschiffes  $v_{max}$ . Die Fehlerbalken geben die Varianz der betreffenden Größen bei Wiederholung der Messungen für einen exemplarischen Meßpunkt an.

netosphäre. Die Masse des Laputa-Magnetometers samt Elektronik mit digitaler Datenschnittstelle beträgt knapp 500 g. Im Vergleich hierzu beträgt das Gewicht allein des Sensors des skalaren Cäsium-Magnetometer CS-3 der Firma Scintrex Ltd., einem in der Aeromagnetik weit verbreiteten Magnetometer-Typ, etwa 1.15 kg (Scintrex 2007).

Das Magnetometer an Bord von Laputa liefert drei zueinander senkrechte Magnetfeldkomponenten im Luftschiff-Bezugssystem. Ohne eine Kenntnis der Orientierung des Luftschiffes, die während der Meßzeit durch die Flugrichtung sowie Nick- und Rollbewegungen permanenten Änderungen unterworfen ist, ist eine direkte Interpretation der Komponenteninformationen in Hinblick auf Anomalien jedoch nicht ohne weiteres möglich. Der Betrag des Magnetfeldes, der sich aus den gemessenen Magnetfeldkomponenten bilden läßt, ist dagegen invariant gegenüber Rotationen. Der Magnetfeldbetrag läßt sich also auch ohne Kenntnis der Orientierung des Luftschiffes physikalisch interpretieren.

#### GPS-Empfänger

Für die physikalische Interpretation der auf dem Luftschiff gewonnen Daten ist eine räumliche und zeitliche Zuordnung der Messungen erforderlich. Zu diesem Zweck befindet sich an Bord des Luftschiffes ein GPS-Empfänger vom Typ *GPS 18* der US-Firma Garmin Ltd. Dieser handelsübliche, kompakte 12-Kanal-Empfänger besitzt eine integrierte Patch-Antenne zum Empfang der Satellitensignale des US-amerikanischen *NAVSTAR-GPS* (*Navigational Satellite Timing and Ranging – Global Positioning System*). Im allgemeinen Sprachgebrauch hat sich jedoch die generische Bezeichnung GPS als Name für dieses System durchgesetzt. Die Positionsbestimmung erfolgt durch die Messung der Entfernung eines Beobachters zu mehreren GPS-Satelliten, deren Position zu jeder Zeit bekannt ist. Die Position des Beobachters entspricht hierbei dem Schnittpunkt mehrerer gedachter Kugeln, deren Mittelpunkte den Orten der jeweiligen Satelliten und deren Radien den jeweiligen Entfernungen Satellit–Beobachter entsprechen. Unter idealen Voraussetzungen ist für eine dreidimensionale Positionsbestimmung demnach der Empfang dreier verschiedener Satelliten erforderlich. Für die Korrektur der Gangdifferenz zwischen der Empfängeruhr (üblicherweise Quarzuhren) in Bezug auf die Satellitenuhren (Atomuhren) wird jedoch ein weiterer Satellit benötigt. Insgesamt umfaßt das GPS-Raumsegment 24 Satelliten, von denen von der Erdoberfläche aus im Mittel nicht mehr als die Hälfte sichtbar sind. Für die Entfernungsmessung zu den Satelliten verwendet der im Garmin-Empfänger befindliche Prozessor das sog. *Code-Phasen-Verfahren* (siehe Mansfeld (2004), Kaplan und Hegarty (2006)): Jeder der GPS-Satelliten sendet auf der Trägerfrequenz L1 (1575.42 MHz) eine individuelle Pseudozufallsfolge, den sog. *C/A-Code* von 1023 Bits und einer Periodenlänge von 1 ms aus. Der Empfänger ist in der Lage, intern eine Kopie dieses Signals für jeden der empfangenen Satelliten zu erzeugen. Durch eine Kreuzkorrelation des empfangenen und des intern generierten Signales für jeden sichtbaren Satelliten läßt sich der Zeitunterschied zwischen dem Aussenden des Signals am Ort des Satelliten und dem Empfang, also die Laufzeit des GPS-Signals und damit der Abstand des Empfängers zum Satelliten bestimmen. Über das GPS-Signal werden außerdem die Ephemeriden (Bahnparameter) der Satelliten übermittelt, mit Hilfe derer die Position des Satelliten im Empfänger bestimmt werden kann.

Die im Feld erreichbare *relative Genauigkeit* der Positionsbestimmung in der Horizontalen (also die Genauigkeit der Positionsbestimmung der Punkte untereinander) des verwendeten Garmin-Empfängers beträgt bei optimalen Empfangsbedingungen wenige Dezimeter. Die Höhenbestimmung durch GPS ist hingegen systembedingt mit einem höheren Fehler behaftet. Einen wesentlichen Einfluß hat hier die Satellitengeometrie (Weiß 2007). Eine Reihe von systematischen Fehlern bei der Messung werden eliminiert, sofern Signale von Satelliten aus unterschiedlichen Richtungen vorliegen. Dies ist für die Position in der Horizontalen der Fall, da üblicherweise die Signale mehrerer Satelliten mit unterschiedlichem Azimutwinkel empfangen werden. Allerdings erreichen die Signale der GPS-Satelliten die Empfänger stets von oben, da die Erde den Empfang von Satelliten unterhalb der Horizontebene verhindert. Außerdem werden die für die Höhenbestimmung wichtigen Signale der Satelliten, die nur knapp oberhalb des Horizontes stehen (niedrige Elevation) durch eine Reihe von Effekten (Empfangscharakteristik der Antenne, Veränderungen der Signalausbreitung in der Ionosphäre und Troposphäre) stark be-



einflußt. Eine Betrachtung der Genauigkeit der Höhenbestimmung für den verwendeten GPS-Empfänger erfolgt in Abschnitt 4.1.

Die durch GPS bestimmte Höhe bezieht sich stets auf ein bestimmtes geodätisches Referenzsystem. Üblicherweise ist dies das WGS84-Ellipsoid (*World Geodetic System 1984*), wie auch bei dem verwendeten Garmin-Empfänger. Für eine Interpretation der geophysikalischen Daten ist jedoch die Höhe über Grund die relevante Größe. Diese läßt sich aus der WGS84-Höhe nur dann bestimmen, wenn gleichzeitig ein Geländemodell mit hinreichender räumlicher Auflösung vorliegt. Dies ist in der Regel nicht der Fall. Die Höhe über Grund muß daher im besten Fall durch ein separates Experiment, bspw. durch einen Höhenmesser (Altimeter), bestimmt werden. Aufgrund der geringen Nutzlastkapazität ist dies auf dem verwendeten Luftschiff jedoch nicht möglich.

### Inklinometer

Das verwendete Fluxgate-Magnetometer mißt die drei Komponenten des Magnetfeldes im Bezugssystem des Sensors bzw. des Luftschiffes. Da das Magnetometer mechanisch mit dem Luftschiff verbunden ist, ändert sich die Orientierung der Magnetometerachsen im Raum durch Flugmanöver sowie Roll- und Nickschwingungen, wie sie typischerweise bei Luftschiffen und auch bei anderen Fluggeräten auftreten. Für die wissenschaftliche Interpretation der gemessenen Komponenten ist es erforderlich, diese von den Einflüssen der Luftschiffbewegung zu bereinigen, d. h. die Messungen im Sensor-Bezugssystem in ein raumfestes Bezugssystem zu transformieren. Hierzu muß jedoch die Orientierung des Luftschiffes durch ein weiteres Meßinstrument (*Inklinometer*) mit ausreichender Genauigkeit bestimmt werden.

Um die Orientierung und Rotationsbewegungen des Luftschiffes beschreiben zu können, ist zunächst die Definition von *Körperachsen* notwendig. Diese verlaufen senkrecht zueinander und schneiden sich im *Auftriebspunkt*  $C_v$  des Luftschiffes, also dem Punkt, an dem die resultierende Auftriebskraft angreift (Abb. 3.12). Die erste Körperachse, die *Rollachse*  $x$ , verläuft parallel zur Längsachse des Luftschiffes. Rotationsbewegungen um diese Achse werden als *Rollen* (engl. *Roll*) bezeichnet. Senkrecht zu  $x$  in der Horizontalebene verläuft die *Querachse*  $y$ . Entsprechende Rotationsbewegungen um diese Achse werden als *Nicken* (engl. *Pitch*) bezeichnet. Das rechtshändige Koordinatensystem vervollständigt die *Hoch- oder Gierachse*  $z$ . Bewegungen um diese Achse werden als *Gieren* (engl. *Yaw*) bezeichnet. Der Gierwinkel bezieht sich hierbei auf die momentane Flugrichtung. Ein weiterer Winkel ist der sog. *Kurswinkel*, der die Orientierung des Luftschiffes in Bezug auf eine horizontale Bezugsrichtung (z. B. geographisch Nord) angibt. In Abb. 3.12 ist außerdem der *Schwerpunkt*  $C_g$  des Luftschiffes angegeben, der sich im statischen Fall stets lotrecht unter dem Auftriebspunkt befindet.

Das Inklinometer an Bord des Luftschiffes ist ein *MEMS*-Sensor (Micro-Electro-Mechanical System) *ADXL203* der US-Firma Analog Devices, Inc. Der Sensor ist ein kleines elektronisches Bauteil mit einer Masse von weniger als einem Gramm, das in die Elektronik des Magnetometers integriert ist. Die Neigung wird indirekt über die Messung der Beschleunigung bestimmt. Der Silizium-Halbleiter im Chipgehäuse, der sog. *Die*, beinhaltet eine beschleunigungsempfindliche Mikromechanik sowie eine Schaltung für

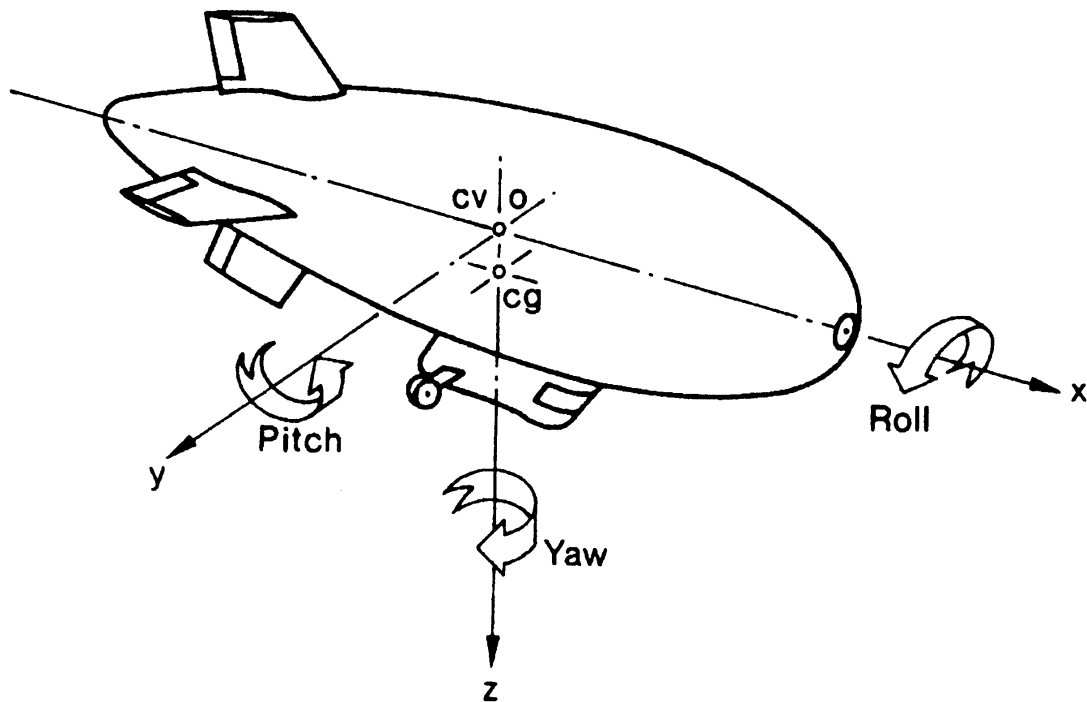


Abbildung 3.12: Definition der Körperachsen: Rollachse  $x$ , Nickachse  $y$  und Gierachse  $z$ . Die drei Grund-Rotationsbewegungen sind das Rollen (engl. Roll) um  $x$ , das Nicken (engl. Pitch) um  $y$  und das Gieren (engl. Yaw) um  $z$ .  $C_v$  ist der Auftriebspunkt und  $C_g$  der Schwerpunkt des Luftschiffes (Khoury und Gillett 1999).

die Signalaufbereitung (Analog Devices 2004). Die Mikromechanik besteht aus Federn, die in dem Silizium-Die ausgebildet sind. Die Federn tragen eine Masse aus polykristallinem Silizium, die je nach Richtung und Größe der einwirkenden Beschleunigung aus ihrer Ruhelage ausgelenkt wird. Die bewegliche Masse ist Teil eines Differential-Kondensators, so daß die Auslenkung und damit auch die wirkende Beschleunigung elektronisch meßbar wird. Der verwendete Sensor ADXL203 besitzt hierbei zwei solcher Beschleunigungsmesser für die Messung des Roll- und Nickwinkels, wobei die Meßwerte in analoger Form an den Ausgängen des Sensors zur Verfügung stehen. Nach einer Digitalisierung der Meßwerte kann der Neigungswinkel wie folgt berechnet werden:

$$\alpha_{Roll} = \arctan(a_{Roll}/g) \quad \text{und} \quad \alpha_{Pitch} = \arctan(a_{Pitch}/g). \quad (3.14)$$

Hierbei sind  $a_{Roll}$  und  $a_{Pitch}$  die gemessenen Beschleunigungen und  $g$  die Erdbeschleunigung. Das verwendete Inklinometer kann jedoch prinzipbedingt nicht zwischen der statischen Beschleunigung (Erdbeschleunigung) und dynamischen Beschleunigungen unterscheiden, die durch Änderungen des Bewegungszustandes des Luftschiffes resultieren. Eine genauere Betrachtung dieser Problematik erfolgt in Abschnitt 4.3.3.

Eine besondere Rolle kommt dem Kurswinkel zu. Mit dem beschriebenen Meßverfahren läßt sich dieser Winkel nicht bestimmen. Zur Messung dieses Winkels wäre es notwendig, einen sog. *Drehratensensor* einzusetzen, der die zeitliche Änderung der Orientierung des

Luftschiffes um die Hochachse mißt. Durch Integration bzw. Summation der Drehrate läßt sich der Kurswinkel bestimmen. Dieses Verfahren ist jedoch im Detail sehr anspruchsvoll, da gängige Drehratensensoren z. T. erhebliche und temperaturabhängige Driften aufweisen. Außerdem ist der Effekt der Erdrotation zu berücksichtigen. Hochpräzise Drehratensensoren, sog. *Faserkreisel*, wie sie bspw. auch bei Bohrloch-Magnetometern eingesetzt werden (Hördt et al. 2007), sind zudem sehr massereich. Das aktuell verwendete Luftschiff verfügt über keinen solchen Sensor.

Sind die Roll- ( $\alpha_{Roll}$ ) und Nickwinkel ( $\alpha_{Pitch}$ ) bekannt, so kann aus dem im Sensorbezugsystem gemessenen Magnetfeld  $\vec{B} = (B_x, B_y, B_z)^T$  die Horizontal- ( $H$ ) und Vertikalkomponente ( $Z$ ) des Magnetfeldes im raumfesten Bezugssystem bestimmt werden:

$$H = \sqrt{(B'_x)^2 + (B'_y)^2} \quad \text{und} \quad Z = B'_z,$$

mit:  $\vec{B}' = (B'_x, B'_y, B'_z)^T = M_{Pitch} M_{Roll} \vec{B}.$  (3.15)

Die Drehmatrizen  $M_{Roll}$  und  $M_{Pitch}$  sind hierbei wie folgt definiert:

$$M_{Roll} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \alpha_{Roll} & \sin \alpha_{Roll} \\ 0 & -\sin \alpha_{Roll} & \cos \alpha_{Roll} \end{pmatrix},$$

$$M_{Pitch} = \begin{pmatrix} \cos \alpha_{Pitch} & 0 & -\sin \alpha_{Pitch} \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \alpha_{Pitch} & 0 & \cos \alpha_{Pitch} \end{pmatrix}. \quad (3.16)$$

Der Anspruch an die Genauigkeit der Neigungsmessung ergibt sich aus folgender Überlegung: Das Erdmagnetfeld in mittleren magnetischen Breiten beträgt etwa 50000 nT. Zunächst sei das Magnetometer so ausgerichtet, daß das Erdmagnetfeld parallel zu einer der Magnetometerachsen verläuft. Nach Drehung des Sensors um eine der anderen Achsen senkrecht zum Magnetfeld um genau 90° ist der Meßwert der betrachteten Komponente Null. Somit berechnet sich die mittlere Änderungsrate zahlenmäßig wie folgt:

$$\frac{50000 \text{ nT}}{90^\circ} \approx 500 \text{ nT/}^\circ. \quad (3.17)$$

Bei genauerer Betrachtung ist die Änderungsrate jedoch von der Ausgangsorientierung des Sensors zum Magnetfeld und der Drehachse abhängig. Für die Zwecke dieser Arbeit ist eine Genauigkeit der Magnetfeldmessung von 10 nT oder besser anzustreben (vgl. Abschnitt 2.1). Um dies auch für die Komponentenmessung zu gewährleisten, müßte die Genauigkeit der Winkelmessung nach obiger Gleichung 0.02° oder besser betragen.

### Central Data Managment System

Das *CDMS* (Central Data Management System) ist ein zentraler Computer zur Aufnahme, Vorverarbeitung und Speicherung der an Bord des Luftschiffes gewonnenen Daten.

Es handelt sich um einen Einplatinen-Computer *Persistor CF2* des US-Herstellers Persistor Instruments Inc. auf Basis eines Motorola 68k mit 16 MHz Taktfrequenz. Der Rechner verfügt über ein DOS-ähnliches Betriebssystem PicoDOS mit Zugriff auf eine CompactFlash-Speicherkarte (FAT32) mit einer Speicherkapazität von maximal 4 GByte. Das Programm für das CDMS wird in der Programmiersprache C++ geschrieben und von dem Betriebssystem PicoDOS von der Speicherkarte gelesen und gestartet. Das Programm ist hierbei so geschrieben, daß eine Reihe von Betriebsparametern, wie Datenrate oder Kalibrationsparameter, durch Editieren einer ASCII-Parameterdatei auf der CompactFlash-Speicherkarte angepaßt werden kann.

Die Daten an den Schnittstellen der Meßsensorik (siehe Abb. 3.7) werden durch das Programm auf dem CDMS ausgelesen, aufbereitet und in ASCII-Dateien auf der Speicherkarte abgelegt. Nach Beendigung der Messung kann die Speicherkarte an einem Personal-Computer ausgelesen werden, so daß die Daten für eine Auswertung zur Verfügung stehen. Zu Wartungs- und Kalibrationsarbeiten kann das CDMS die Daten alternativ auch über eine RS232-kompatible Schnittstelle ausgeben, so daß sie in Echtzeit an einem Personal-Computer dargestellt werden können. Die Dateien auf der Speicherkarte enthalten neben den Magnetfeldkomponenten auch die Daten der zweiachsigen Inklinometers, die Zeit, die Position im Referenzsystem WGS84 und weitere GPS-Informationen sowie die Meßwerte eines Temperaturfühlers in der Magnetometer-Elektronik.

## Telemetrie

An Bord des Luftschiffes befindet sich ein Telemetrie-Modul, das zwei Aufgaben erfüllt: Erstens wird so die Übertragung von Meßdaten an das Bodensegment ermöglicht, zweitens erfolgt über die Telemetrie die Kommandierung des Luftschiffes. Bei dem Telemetrie-Modul handelt es sich um ein Funkmodem *ARF 31* der französischen Firma Adeunis RF. Die Sendefrequenz beträgt 869 MHz und die Sendeleistung zwischen 50 und 500 mW. Bei Verwendung einfacher  $\lambda/4$ -Dipolantennen mit 0 dB Antennengewinn (Wirkungsgrad der Antenne) können nach Herstellerangaben Reichweiten von bis zu 4 km erreicht werden. Die Schnittstellen der Funkmodule sind RS232-kompatibel. Die maximal mögliche Übertragungsrate beträgt 19200 Bit/s Halbduplex (Informationsübertragung in beide Richtungen, jedoch nicht gleichzeitig), wobei die elektrische Leistungsaufnahme dann etwa 6 W beträgt. Allerdings erweist sich die Übertragung in diesem Fall als sehr störanfällig. Bei einer Übertragungsrate von nur 9600 Bit/s ist eine zufriedenstellende Verbindungsqualität erreichbar. Angesichts dieser vergleichsweise geringen Übertragungsrate, die außerdem wegen des Halbduplex-Betriebes auf die Up- und Downlinkstrecke aufgeteilt werden muß, ist eine Telemetrierung aller an Bord des Luftschiffes gewonnenen Daten zum Bodensegment nicht möglich. Aus diesem Grund werden nur die Rohdaten des GPS-Empfängers telemetriert, was dem Pilot des Luftschiffes die Möglichkeit verschafft, den Flugweg des Luftschiffes sowie die räumliche Abdeckung der zu vermessenden Fläche mit Meßpunkten zu kontrollieren (siehe folgender Abschnitt).



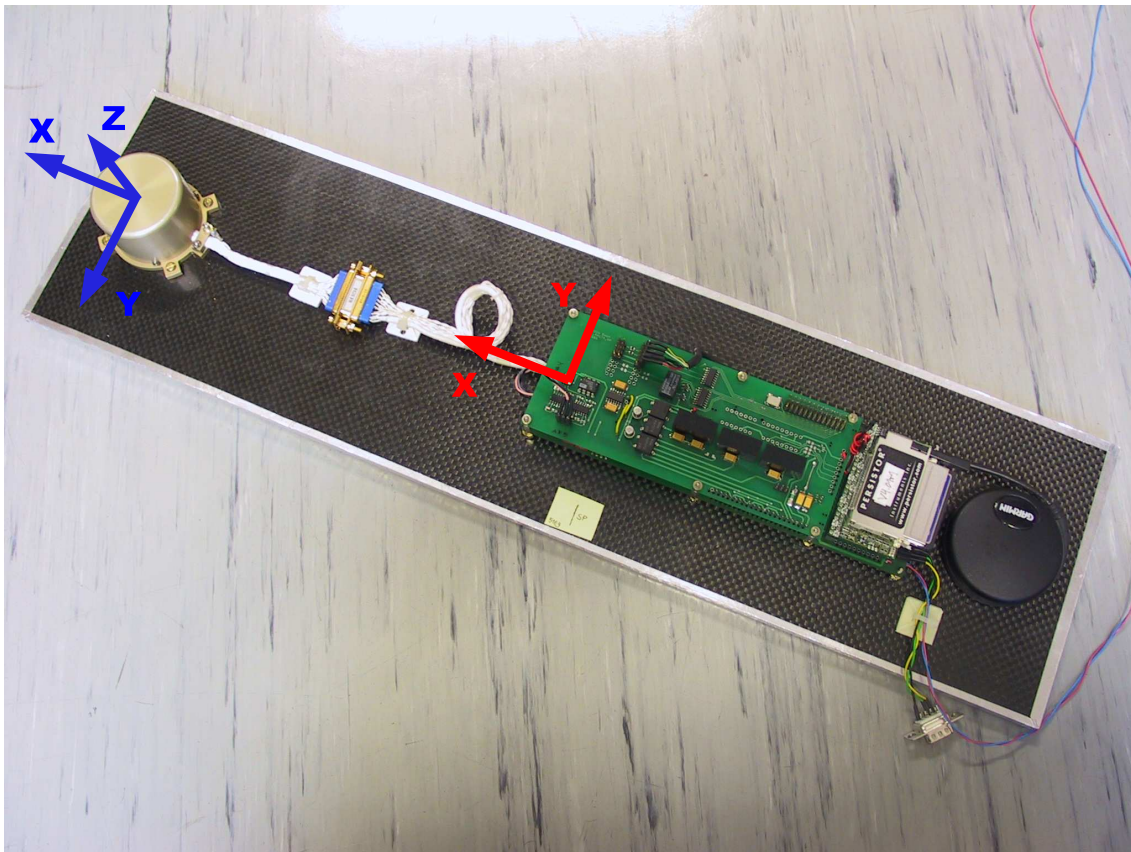


Abbildung 3.13: Die wissenschaftliche Nutzlast des Luftschiffes Laputa. Links auf der Platte befindet sich der Fluxgate-Sensor, mittig die Elektronik. Das runde Gerät rechts ist der GPS-Empfänger. Direkt links daneben befindet sich das CDMS mit dem Slot für die CompactFlash-Speicherkarte.

### 3.4.2 Das Bodensegment

Das Bodensegment besteht aus dem Equipment zur Kommandierung des Luftschiffes, welches einen Notebook-PC, ein Telemetrie-Modul, einen Joystick als Eingabegerät sowie einen Akku für die Energieversorgung umfaßt. Über den Joystick, der mit dem Notebook über eine USB-Schnittstelle verbunden ist, erfolgt die Eingabe der Steuerbefehle des Piloten (siehe Abb. 3.14, Teilbild b)). Auf dem Notebook läuft eine Steuersoftware (*Command and Control Software*, CCS), das die Position des Joysticks ausliest und in entsprechende Steuerkommandos übersetzt, um diese über die Telemetrie-Funkstrecke an den *Motor Controller* weiterzuleiten. Die CSS ist in der Programmiersprache *LabVIEW* entwickelt, einem graphischen Programmiersystem der US-Firma National Instruments. LabVIEW bietet auf einen umfangreichen und einfachen Hardware-Zugriff (Telemetrie, Joystick), und die entwickelten Programme können sehr leicht mit einer graphischen Benutzerschnittstelle versehen werden, was eine komfortable Bedienung ermöglicht.

In der Konfigurationsebene des CCS lassen sich die Eigenschaften der Luftschiffsteuerung anpassen. So lassen sich bspw. Kanäle invertieren oder das Nullgas der Motoren einer bestimmten Knüppelstellung des Joysticks zuordnen. Die vom Luftschiff empfangene

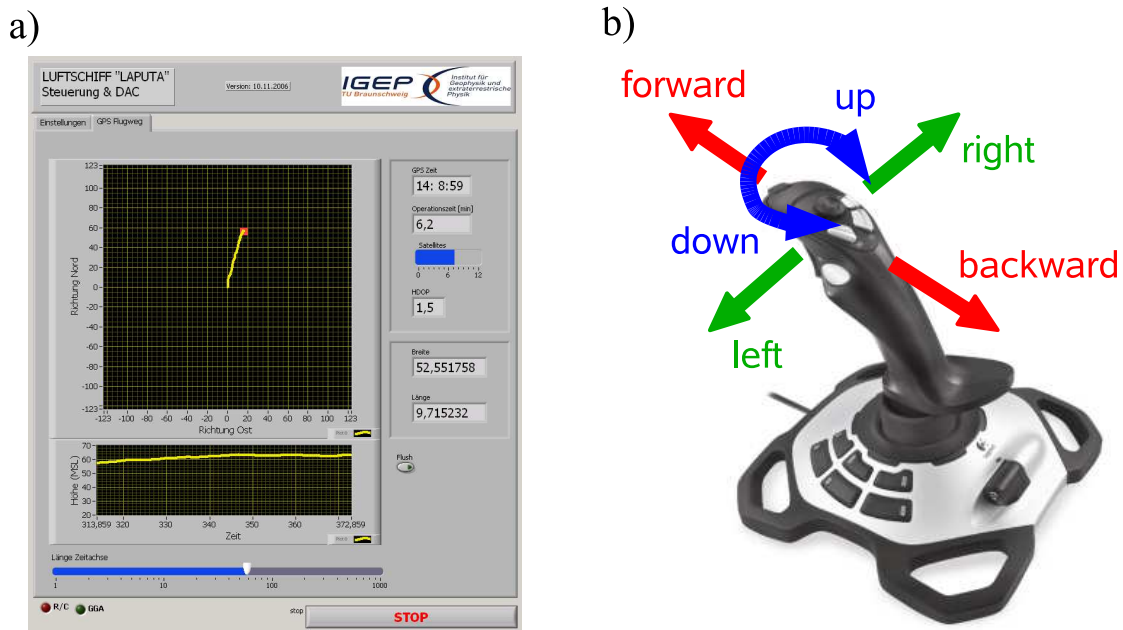


Abbildung 3.14: *Command and Control Software* des Luftschiffes *Laputa* (Teilbild a)), sowie die Funktionsweise der Kommandierung des Luftschiffes über den Joystick (Teilbild b)).

nen GPS-Positionsinformationen werden in der Anzeigeebene des Programms graphisch dargestellt (siehe Abb. 3.14, Teilbild a)).

Die weitere Auswertung, Darstellung und Interpretation erfolgt mit den Daten, die vom CDMS auf der CompactFlash-Speicherkarte abgelegt werden. Hierzu wird die Speicherkarte nach Abschluß der Messung entnommen und auf dem Personal-Computer eingelesen, auf dem die Auswertung der Daten erfolgen soll. Die Auswerteroutinen sind hierbei in der Programmiersprache *IDL* der US-Firma ITT Visual Information Solutions geschrieben.

## 3.5 Schlußfolgerungen

In diesem Kapitel wurden zunächst Grundüberlegungen zur Auswahl des geeigneten Fluggerätes für die Verwendung als Trägersystem für aeromagnetische Messungen angestellt (Abschnitt 3.1). Anhand der Betrachtungen des Kapitels 2 zu Größe und Gestalt der potentiellen magnetischen Anomalien konnte ein Anforderungskatalog erstellt werden. In die engere Auswahl kam demnach nur die Verwendung von Flächenflugzeugen, Helikoptern oder Luftschiffen, die in den verschiedensten Ausführungen am Markt angeboten werden. Flächenflugzeuge sind für die Zwecke dieser Arbeit weniger geeignet, da sie aufgrund ihrer vergleichsweise hohen Vortriebsgeschwindigkeit nicht dicht genug über dem Boden geflogen werden können. Außerdem ist die Wendigkeit nicht ausreichend, um über kleineren, ggf. nach außen hin abgeschlossenen Flächen eine ausreichende Meßpunktabdeckung zu gewährleisten. Helikopter können dicht über dem Boden fliegen oder schweben und benötigen für Start und Landung nur eine sehr geringe Fläche. Jedoch erfordert

das sichere Fliegen eines ferngesteuerten Helikopters viel Flugerfahrung. Wie Helikopter erzeugen Luftschiffe ihren Auftrieb vortriebsunabhängig und können daher ebenfalls dicht über dem Boden geflogen werden. Darüber hinaus sind sie üblicherweise weitestgehend unmagnetisch aufgebaut, und Antriebseinheit und Magnetometer-Sensor lassen sich aufgrund der großen Abmessungen eines Luftschiffes durch geschickte Anordnung weit voneinander separieren. Das Erlernen des Fliegens ist vergleichsweise einfach und Abstürze mit der Gefahr der Zerstörung von Luftschiff und Nutzlast praktisch ausgeschlossen. Aus diesen Gründen fiel die Entscheidung zugunsten eines Luftschiffes.

Die aerostatischen und aerodynamischen Grundlagen des Luftschiff-Fluges sind in Abschnitt 3.2 und Abschnitt 3.3 beschrieben. Dies erlaubt die Bestimmung der Nutzlastkapazität des Luftschiffes sowie dessen Abhängigkeit von den meteorologischen Umgebungsbedingungen. Bei Standardbedingungen beträgt der spezifische Auftrieb von Helium rund  $1 \text{ kg m}^{-3}$ . Je nach vorherrschendem Druck, Temperatur und Luftfeuchte sind jedoch Variationen des spezifischen Auftriebes von  $\pm 10\%$  möglich. Ein weiterer wichtiger Parameter ist die maximale Vortriebsgeschwindigkeit eines Luftschiffes, die Auskunft gibt, bis zu welcher Windgeschwindigkeit ein sicherer Einsatz des Luftschiffes gewährleistet wird. Sie ergibt sich aus Betrachtung des aerodynamischen Widerstandes sowie des Schubes der Motoren.

In Abschnitt 3.4 erfolgt die Beschreibung des Luftschiffes Laputa. Laputa ist ein ca. 4 m langes Prall-Luftschiff, das für die Zwecke dieser Arbeit als Prototyp angeschafft wurde. Die wissenschaftliche Nutzlast besteht aus einem Magnetometer, einem GPS-Empfänger und einem Inklinometer. Die wissenschaftlichen Daten werden an Bord auf einer Speicherkarte abgelegt. Das Luftschiff wird über einen Computer am Boden ferngesteuert, der über ein serielles Funkmodem Kontakt zum Luftschiff hält. Als Eingabegerät dient ein Joystick. Außerdem übeträgt das Luftschiff die GPS-Positionsinformationen, so daß eine Kontrolle des Flugweges des Luftschiffes am Computer möglich ist.





## 4 Test- und Qualifikationsmessungen

### 4.1 Genauigkeit der GPS-Höhenbestimmung

Die Höhe eines Beobachters kann mit Hilfe von GPS systembedingt weniger genau bestimmt werden als die Position in der Horizontalen. Wie auf Seite 54 beschrieben, hängt dies mit der räumlichen Verteilung der von der Erdoberfläche aus empfangbaren GPS-Satelliten zusammen, die stets oberhalb des Horizonts stehen. Systematische Meßfehler können daher in vertikaler Richtung nicht durch den Empfang von Satellitensignalen aus entgegengesetzten Richtungen kompensiert werden. In Abschnitt 2.2 wurde eine Abschätzung der Genauigkeitsanforderungen für die Höhenmessung vorgenommen. Angesichts eines starken Vertikalgradienten sollte die Höhe auf 10 cm genau bestimmt sein. Aufgrund der Windanfälligkeit und der Trägheit der Steuerung des Luftschiffes sind Höhenänderungen bei Meßflügen unvermeidbar. Die Kenntnis der momentanen Flughöhe erlaubt es, die Einflüsse der vorherrschenden Horizontal- und Vertikalgradienten des Magnetfeldes über der zu vermessenden Fläche in den Daten zu trennen.

Abb. 4.1 zeigt eine Messung, bei der die Trägerstruktur des Luftschiffes inkl. aller Nutzlasten in gleichbleibender Höhe über eine ebene Meßfläche getragen wurde. Die beim Tragen auftretenden Höhenschwankungen haben hierbei 10 cm nicht überschritten. In der Abbildung ist die mit dem verwendeten GPS-Empfänger (siehe Abschnitt 3.4.1) gemessene Höhe über der Zeit dargestellt. Über dem gesamten Meßzeitraum standen für die Messung 8 bis 9 Satelliten zur Verfügung. Trotz der guten Empfangsbedingungen zeigen sich in den Daten Höhenvariationen, die keine Entsprechung im Gelände haben. Die mittlere Varianz der Höhe beträgt rund 1 m. Damit erreicht der verwendete GPS-Empfänger nicht die erforderliche Genauigkeit bei der Höhenbestimmung. Grundsätzlich läßt sich dieses Problem bspw. durch Verwendung eines separaten *Altimeters* beheben. Viele Altimeter beruhen auf der Laufzeitmessung von Radar-, Laser- oder Ultraschall-Impulsen, die am Boden reflektiert werden und messen daher direkt die Höhe über Grund (vgl. Abschnitt 3.4.1, Seite 54). Je nach verwendetem Meßverfahren, Gerät und Meßbereich sind Genauigkeiten im Dezimeter- oder Zentimeter-Bereich möglich. Aufgrund der beschränkten Nutzlastkapazität des Luftschiffes Laputa ist eine Erweiterung der Nutzlast um ein Altimeter jedoch nicht möglich.

Bei den folgenden Messungen mit dem Luftschiff Laputa ist es daher notwendig, eine möglichst gleichbleibende Flughöhe einzuhalten. Die Praxiserfahrung zeigt, daß dies am ehesten über ebenen Flächen und bei weitestgehender Windstille zu gewährleisten ist.

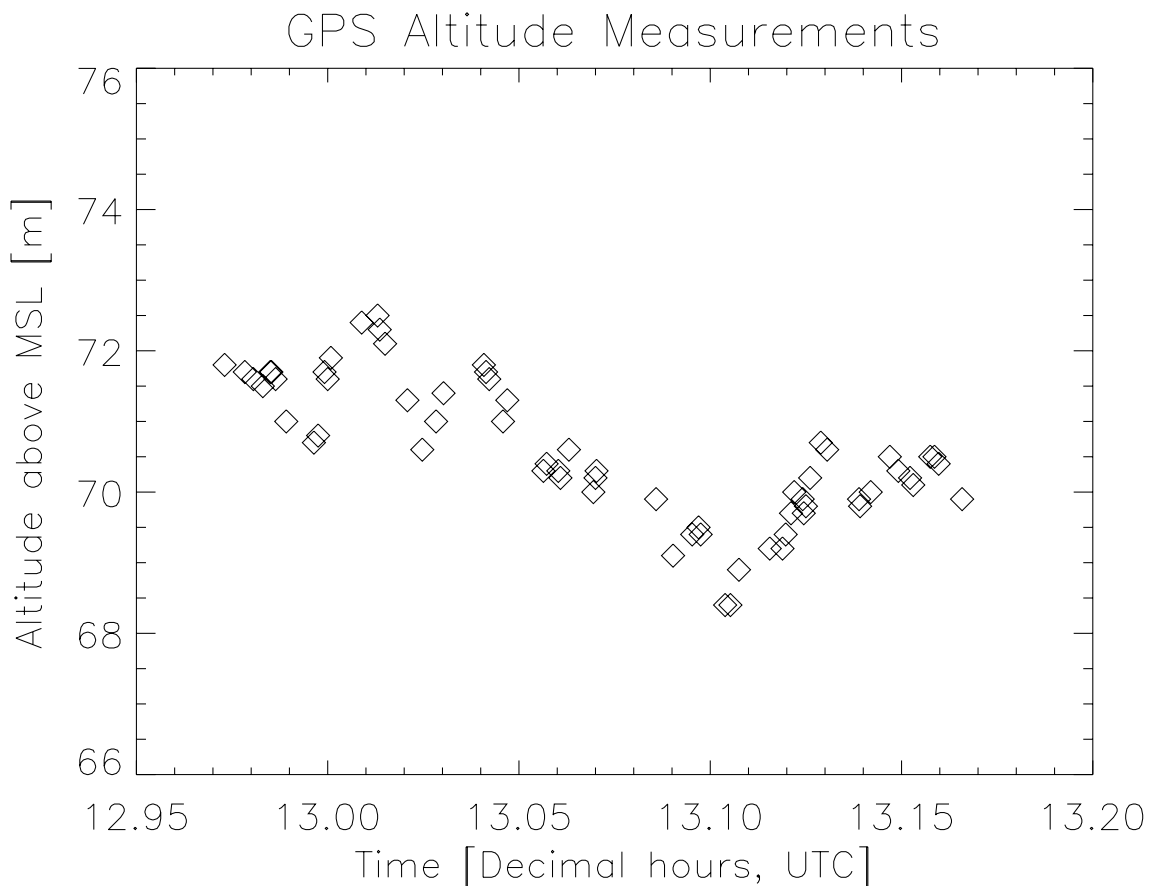


Abbildung 4.1: Die mit dem GPS-Empfänger *GPS 18* ermittelte Höhe über mittlerem Meeresniveau (Mean Sea Level, MSL) bei einer Testmessung über einer ebenen Fläche.

Trotzdem treten aufgrund der Windanfälligkeit und Trägheit des Luftschiffes Schwankungen der Flughöhe im Bereich  $\pm 1$  m auf.

## 4.2 Störfelder durch die Antriebseinheit

Magnetische Störfelder an Bord unbemannter Fluggeräte, insbesondere verursacht durch Antriebe oder Magnetisierungen von Rumpf- und Strukturteilen stellen ein großes Problem dar, wenn das entsprechende Flugsystem zur Durchführung aeromagnetischer Messungen verwendet werden soll (siehe Abschnitt 1.3). Das in dieser Arbeit beschriebene Luftschiff Laputa besteht weitestgehend aus unmagnetisierbaren Leichtbau-Werkstoffen. Die großen räumlichen Abmessungen des Luftschiffes erlauben darüber hinaus eine effektive räumliche Separierung von Störquellen und Magnetometer-Sensor. Außerdem wurden alle elektrischen Zu- und Ableitungen parallel geführt und verdreht, um das Magnetfeld, welches durch den durch die Leiter fließenden Strom erzeugt wird, klein zu halten.

Abb. 4.2 zeigt eine Messung, die das Ziel hatte, das Störfeld der Antriebseinheit am Ort des Magnetometer-Sensors zu bestimmen. Hierzu wurde die Trägerstruktur inkl. aller Nutzlastkomponenten in einem weitestgehend unmagnetischen Gebäude aufgebaut und

fixiert. Über die Telemetrie wurden nun die Antriebsmotoren nach einem bestimmten Ablaufplan in Betrieb genommen. Während dieser Zeit wurde das Magnetfeld mit einer Datenrate von 50 Hz zeitlich hochauflösend aufgezeichnet. In Abb. 4.2 ist die Veränderung des gemessenen Magnetfeldbetrages  $\Delta B$  über der Zeit dargestellt. Zwischen den Zeitmarken 1 und 2 sowie 3 und 4 wurden die Hauptantriebs-Motoren des Luftschiffes (siehe Abb. 3.9 auf Seite 50) mit jeweils Vollgas in die eine bzw. in die andere Richtung betrieben. In diesem Fall fließen durch diese Motoren und die entsprechenden elektrischen Zuleitungen ein gepulster Gleichstrom von etwa 6 A. Das hierdurch erzeugte Magnetfeld am Ort des Sensors beträgt allerdings nur rund 1 nT oder weniger. Zwischen den Zeitmarken 5 und 6 sowie 7 und 8 wurde der Motor für den Auf- bzw. Abtrieb in beiden Vollgas-Stellungen betrieben. Wie in Abb. 3.9 gut erkennbar ist, ist dieser Motor etwa mittig in der Trägerstruktur angebracht und befindet sich damit deutlich dichter am Magnetometer-Sensor, als die Hauptantriebs-Motoren. Der Abstand dieses Motors zum Sensor beträgt je nach Schwerpunktlage etwa 1 m. Der geringere Abstand bewirkt deshalb auch einen größeren Einfluß am Ort des Magnetometer-Sensors, der nach Abb. 4.2 etwa 2 nT beträgt. Insgesamt konnte jedoch durch das Design des Luftschiffes erreicht werden, daß die durch das Fluggerät erzeugten Störfelder deutlich kleiner sind als die erwarteten Magnetfeldanomalien (siehe Abschnitt 2.2).

## 4.3 Inklinometer-Kalibration

Der Instrumentenrechner des Luftschiffes (CDMS) stellt lediglich unkalibrierte Meßwerte der Inklinometer zur Verfügung, weshalb eine Kalibration notwendig ist, um die Rohdaten in Größen umzurechnen, die dann als Neigungswinkel (Rollen und Nicken) interpretierbar sind. Ein weiteres Ziel der Kalibrierung ist es, die geometrische Beziehung zwischen den Achsen des Neigungsmessers und denen des Magnetometers, also die Orientierung der Achsen beider Sensoren zueinander, zu bestimmen. Die Messungen hierzu wurden in der Kalibrationseinrichtung *Jeserigerhütten* des Magnetometer-Herstellers Magson, etwa 15 km südwestlich von Belzig in Brandenburg durchgeführt.

### 4.3.1 Bestimmung der Inklinometer-Offsets

Zunächst sollen die Offsets, also die Nullpunktabweichungen der Inklinometer bestimmt werden. Diese sind zum einen dadurch bedingt, daß durch den mechanischen Zusammenbau der Elektronik die Achsen des Inklinometers in Bezug auf die Achsen des Magnetometers i. a. verkippt sind. Zum anderen wird ein Teil des Offsets auch durch die elektronische Datenverarbeitung (z. B. Analog-Digital-Konverter) erzeugt. Zur Bestimmung der Offsets wird die komplette wissenschaftliche Nutzlast auf eine Drehvorrichtung montiert (siehe Abb. 4.3). Die Drehvorrichtung selbst wird zunächst so justiert, daß die Drehachse der Vorrichtung parallel zur vertikalen Achse des Magnetometers, also der  $z$ -Achse verläuft. Nun erfolgt eine schrittweise Drehung des Aufbaus um  $360^\circ$  in eine Richtung und in umgekehrter Richtung wieder in die Ausgangslage zurück.

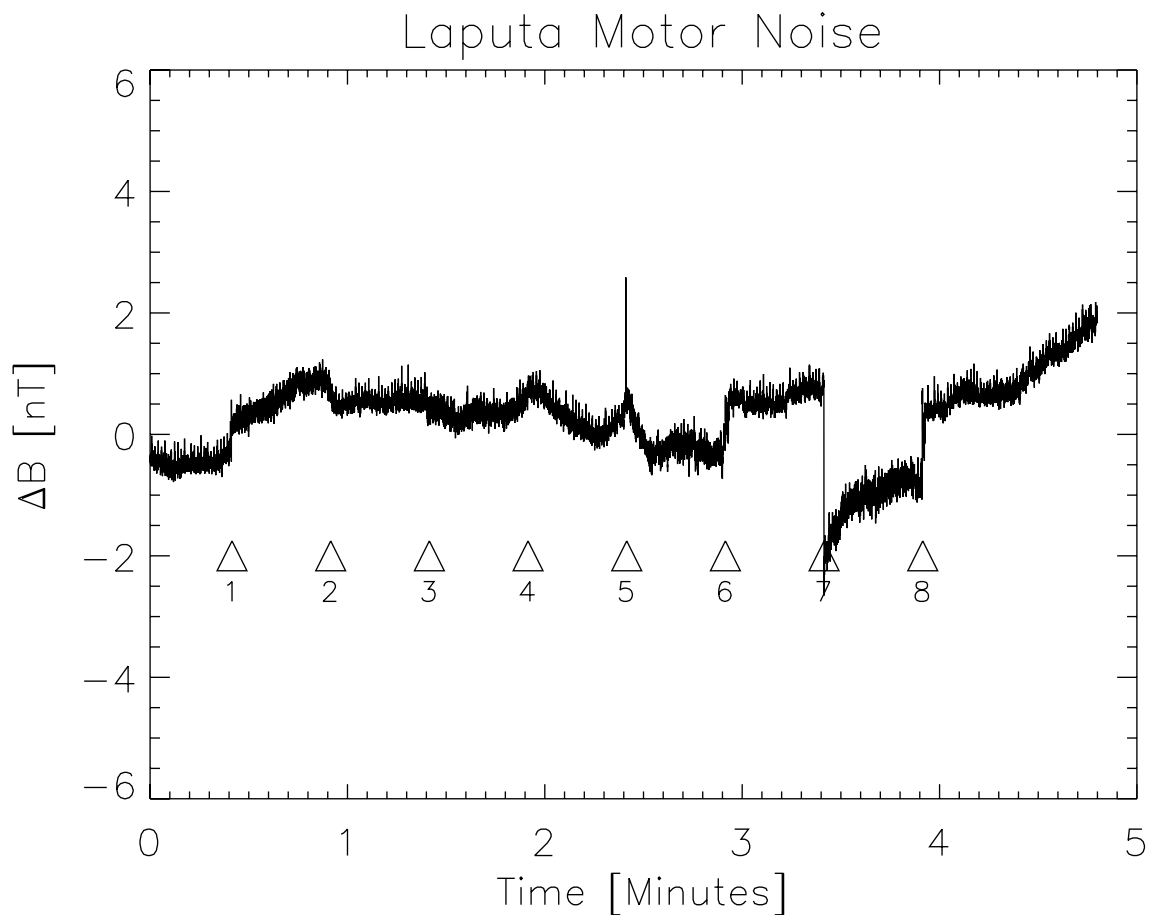


Abbildung 4.2: Messung des Störfeldes der Antriebsmotoren von Laputa am Ort des Magnetometer-Sensors. Die Dreiecke markieren Zeitintervalle, innerhalb derer bestimmte Motoren in Betrieb genommen wurden (siehe Text).

In Abb. 4.4 ist das Grundprinzip der Offset-Kalibrierung veranschaulicht. Die gestrichelte Linie in Teilbild a) ist die Lotrichtung, die blaue Achse sei die Drehachse der Vorrichtung aus Abb. 4.3.  $x$  und  $y$  sind die beiden Achsen des Inklinometers, die in diesem Fall exakt senkrecht zur Drehachse sein sollen. Wird nun das Inklinometer um die Drehachse rotiert (Drehwinkel  $\varphi$ ), die einen gewissen Winkel gegen die Lotrechte aufweist, so ergeben sich sinusförmige Meßkurven, wie es in Teilbild a) dargestellt ist. In Teilbild b) ist die Situation für eine lotrechte Drehachse dargestellt. Jedoch sind nun die Achsen des Inklinometers nicht senkrecht zur Drehachse. In diesem Fall ändert sich bei der Rotation um die Drehachse die Orientierung des Inklinometers gegenüber der Richtung der Schwerkraft nicht. Deshalb ergeben sich in diesem Fall von Null verschiedene aber konstante Meßwerte. In der Praxis überlagern sich beide Effekte. Die Drehachse läßt sich nur mit endlicher Genauigkeit in die Lotrechte bringen, wodurch eine Abhängigkeit der Meßergebnisse vom Drehwinkel  $\varphi$  folgt (Teilbild a)). Außerdem wird das Inklinometer i.d.R. leicht verkippt in der Elektronik eingebaut sein, wodurch ein Teil des Offsets resultiert. Die Überlagerung beider Effekte ergibt vertikal verschobene Sinuskurven (Teilbild c)).

Abb. 4.5 zeigt die Meßdaten einer solchen Kalibration. Aufgetragen sind die Rohdaten des Inklinometers über dem Drehwinkel für beide Achsen des Sensors. Die einzelnen

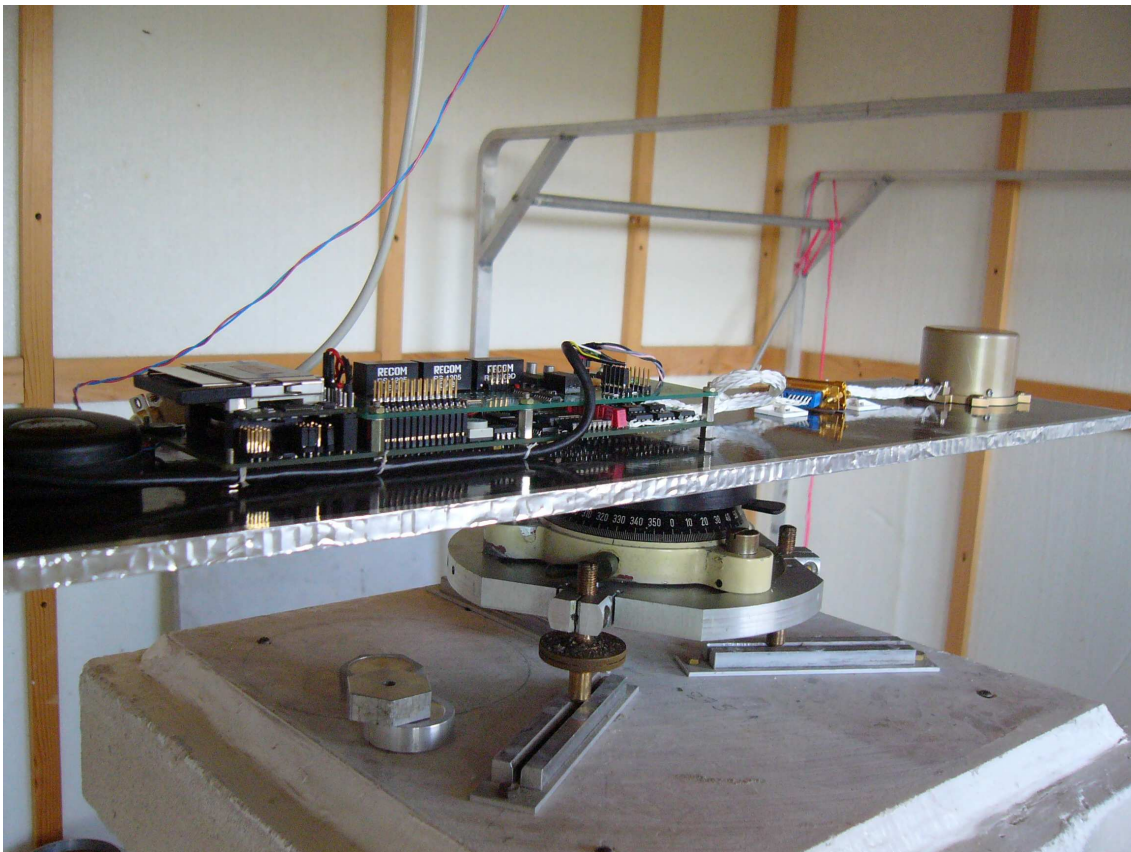


Abbildung 4.3: Die wissenschaftliche Nutzlast von Laputa auf einer Drehvorrichtung zur Kalibration der Inklinometer.

realisierten Stellungen sind mit Rauten angedeutet und in ihrer Reihenfolge durchnummeriert. Die gestrichelten Kurven sind Sinus-Funktionen, die an die Meßdaten angepaßt wurden.

Zu erkennen ist, daß die Kurvenabschnitte für die Drehung in die eine und andere Richtung nicht aufeinander liegen, was vermutlich daran liegt, daß sich die Orientierung der Drehachse während der Messung geringfügig verändert hat. Der sinusförmige Verlauf der Kurven ist dadurch zu erklären, daß die Horizontierung der Drehachse anhand der in der Vorrichtung vorhandenen Libelle nur mit endlicher Genauigkeit erfolgen kann (vgl. Teilbild a) in Abb. 4.4). Die Drehung erfolgte also tatsächlich um eine geringfügig zur Lotrichtung hin geneigten Achse. Wie in Teilbild b) veranschaulicht, ist der Offset der Inklinometer – die eigentlich interessante Größe bei dieser Messung – ein Maß für die Neigung der Achsen des Inklinometer gegen die Drehachse der Vorrichtung. In der in Abb. 4.5 dargestellten Messung überlagern sich beide Effekte und führen zu einem Kurvenverlauf, der einem vertikal verschobenen Sinus mit kleiner Amplitude entspricht (Teilbild c) in Abb. 4.4). An die Meßkurven der beiden Inklinometer wurden nun Sinuskurven angepaßt, um den Offset und die Amplitude der Sinuskurve zu bestimmen. Der Offset der Achse  $x$  (Nicken) in dimensionslosen Einheiten beträgt hierbei 475, der Offset der Achse  $y$  (Rollen) beträgt  $-317$ . Die Amplitude für beide Inklinometer-Achsen ist nahezu gleich groß und beträgt 37. Nachdem im nächsten Abschnitt auf die Bestimmung des Ska-



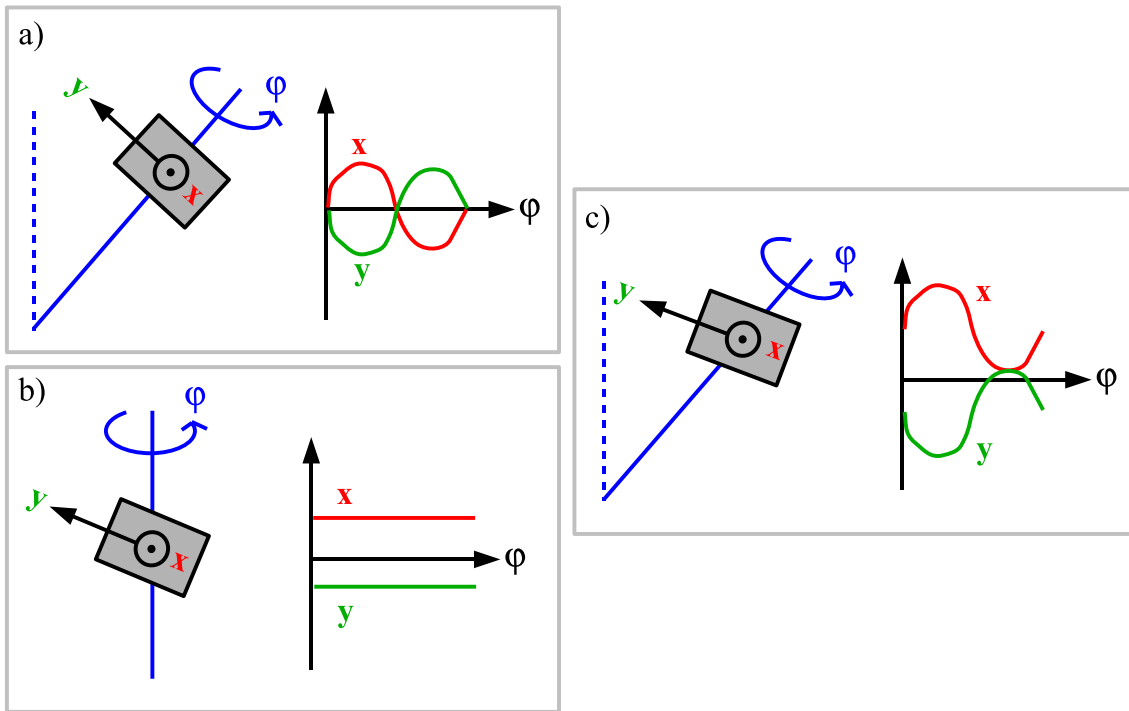


Abbildung 4.4: Grundprinzip der Offset-Kalibrierung der Inklinometer. a) Rotation des Inklinometers um eine geneigte Drehachse. b) Rotation um eine vertikale Drehachse mit verkipptem Inklinometer. c) Summe beider Effekte aus a) und b).

lenfaktors eingegangen wird, können diese Werte auch in Winkleinheiten ausgedrückt werden.

### 4.3.2 Bestimmung der Skalenfaktoren

Die Skalenfaktoren für die beiden Achsen des Inklinometers dienen dazu, die dimensionslosen Rohdaten in Winkelgrößen umzurechnen. Das verwendete Inklinometer ADXL203 von Analog Devices zeichnet sich hierbei durch seine Linearität über dem gesamten Meßbereich aus. Zur Bestimmung der Skalenfaktoren wird die Drehachse der Vorrichtung aus dem vorangehenden Abschnitt um eine Achse geneigt. Auch in dieser Verkipfung wird die Nutzlast auf der Vorrichtung schrittweise gedreht. Dabei erfolgt die Drehung in den gleichen Winkelschritten wie bei der Drehung in der Horizontalen. Aus dem Vergleich der Magnetfeldmessungen zweier korrespondierender Orientierungen läßt sich der Winkel  $\Delta$  bestimmen, mit dem die Drehachse der Vorrichtung zuvor geneigt wurde. Abb. 4.6 veranschaulicht das Prinzip, wobei die gestrichelten Achsen die gekippte Neigung angeben. Hiernach berechnet sich  $\Delta$  zu:

$$\Delta = \delta - \delta' = \arctan(B_y/B_z) - \arctan(B'_y/B'_z). \quad (4.1)$$

Bei der durchgeführten Messung ergab sich der aus dem Magnetfeld bestimmte Winkel zu  $(3.01 \pm 0.01)^\circ$ . Aus dem Vergleich mit den Daten des Inklinometers könnten die Skalenfaktoren bestimmt werden. Sie berechnen sich für die Roll-Achse (x) zu  $(1375 \pm 7)^\circ$

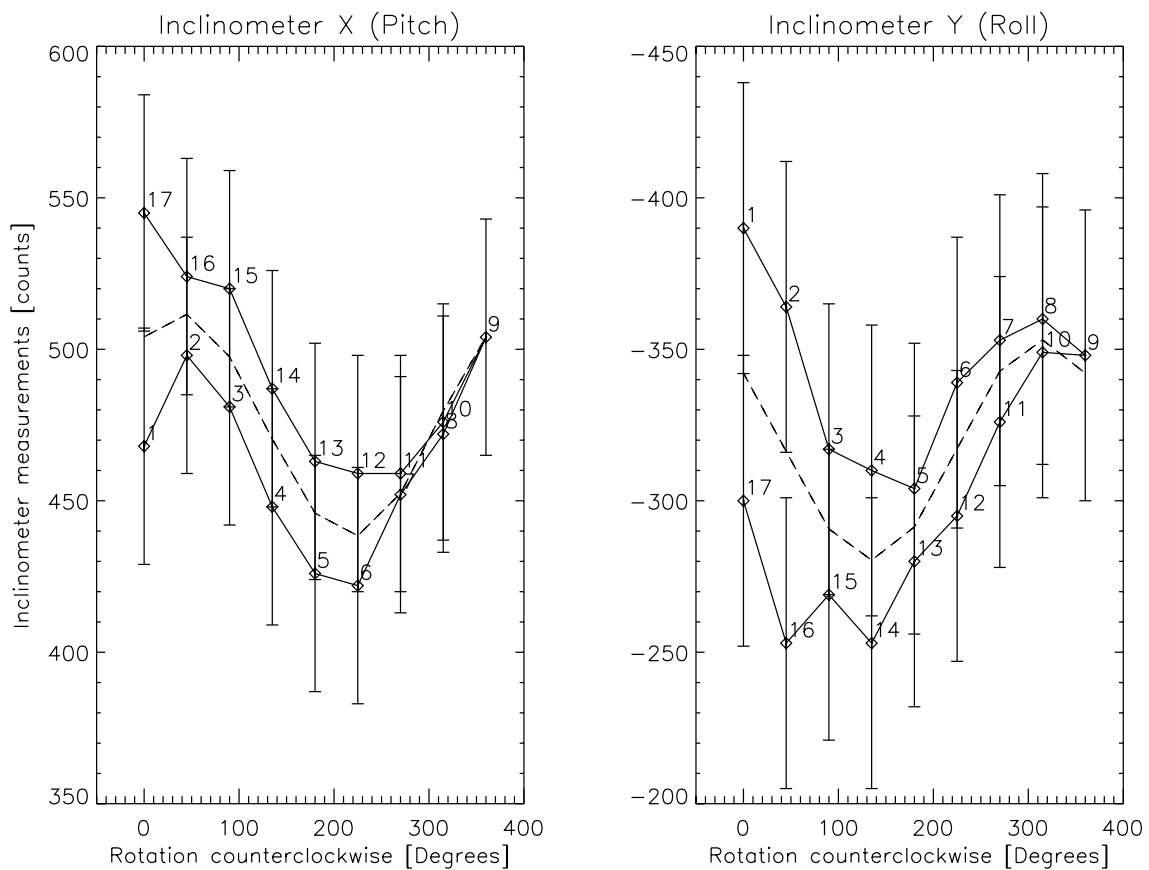


Abbildung 4.5: Bestimmung des Offsets der beiden Inklinometer-Achsen (Nicken und Rollen). Aufgetragen sind jeweils die Rohdaten (Rauten) über dem Winkel der Drehung in der Horizontalen. Die Zahlen deuten die realisierten Stellungen an. Die gestrichelten Kurven sind Sinus-Funktionen, die an die Meßdaten angepaßt wurden.

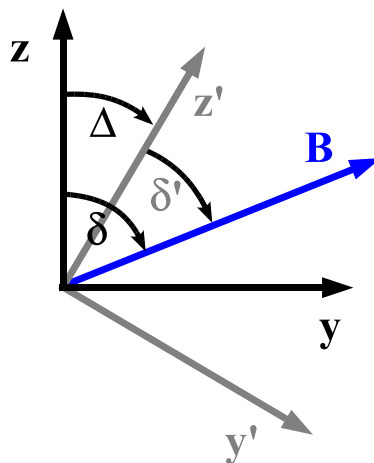


Abbildung 4.6: Bestimmung des Verkippung  $\Delta$  aus dem Vergleich der Magnetfeldmessungen im ungekippten Fall (ungestrichenes Koordinatensystem) mit den Messungen im gekippten Fall (gestrichenes Koordinatensystem).

und für die Nick-Achse ( $y$ ) zu  $-1337 \pm 7$ )/°. Das Minuszeichen beim zweiten Skalenfaktor rührt daher, daß die Orientierung der Nick-Achse des Inklinometers antiparallel zur  $y$ -Achse des Magnetometers verläuft, wie dies in Abb 3.13 auf Seite 59 angedeutet ist.

### 4.3.3 Einfluß dynamischer Beschleunigungen auf die Neigungsmessung

Die Messung der Neigung des Luftschiffes (Nicken und Rollen) mit dem verwendeten Inklinometer erfolgt über die Messung die Projektion der Schwerebeschleunigung in die Chip-Ebene des Sensors. Daher handelt es sich bei dem Inklinometer im strengeren Sinne um einen Beschleunigungsmesser. Über einfache geometrische Beziehungen läßt sich aus den gemessenen horizontalen Beschleunigungen die Neigung berechnen (siehe Seite 55). Prinzipbedingt kann das Inklinometer nicht zwischen der statischen Beschleunigung (Schwerebeschleunigung) und dynamischen Beschleunigungen durch Änderungen des Bewegungszustandes oder Vibrationen unterscheiden. Da jedoch beim Luftschiff Kursmanöver, Roll- und Nickschwingungen und Vibrationen auftreten, ist damit zu rechnen, daß die Neigungsmessung durch dynamische Beschleunigungen beeinflusst wird.

Der Einfluß der dynamischen Beschleunigung, die bei Roll- oder Nickschwingungen auftreten, läßt sich anhand eines einfachen, in Abb. 4.7 dargestellten Modells abschätzen: Ein masseloser, beliebig steifer Stab ist im Punkt  $P$  pendelnd aufgehängt. Im Abstand  $r_m$  von  $P$  ist eine Masse  $m$  und im Abstand  $r_s$  ein masseloser Beschleunigungssensor  $S$  am Stab befestigt. Der Beschleunigungssensor vermag die zum Stab senkrechte Beschleunigungskomponente  $a_\perp$  in der Ebene, in der das Pendel schwingt, zu messen. Überträgt man diese Situation auf das Luftschiff, so entspricht dem Punkt  $P$  der Auftriebspunkt  $C_v$  des Luftschiffes und der Ort der Masse  $m$  fällt mit dem Schwerpunkt  $C_g$  zusammen (vgl. Abb. 3.12). Die Größe  $r_s$  entspricht dem Abstand der wissenschaftlichen Nutzlast vom Auftriebspunkt und ist daher näherungsweise identisch mit dem Halbmesser der Hülle  $D/2 \approx 0.5$  m.

Für die weitere Betrachtung ist es hilfreich, drei Kategorien von Beschleunigungen zu unterscheiden:

**Äußere Beschleunigungen** haben Ihre Ursache außerhalb des betrachteten Systems. In dem betrachteten Fall ist die Schwerebeschleunigung, unter dessen Wirkung das Pendel seine Bewegungen vollführt, die äußere Beschleunigung.

**Trägheitsbeschleunigungen** oder Scheinbeschleunigungen treten in beschleunigten Bezugssystemen auf, wie es das Ruhesystem des Beschleunigungsmessers im Ausgangsbeispiel darstellt.

**Zwangsbeschleunigungen** sind Beschleunigungen, die die freie Bewegung von Körpern einschränken. In der Analytischen Mechanik werden Zwangsbeschleunigungen bzw. Zwangskräfte durch Zwangsbedingungen beschrieben, die eine Reduzierung der Freiheitsgrade eines mechanischen Systems bewirken. Zwangskräfte werden i. a. nicht explizit berücksichtigt, sondern nur in ihrer Wirkung auf das

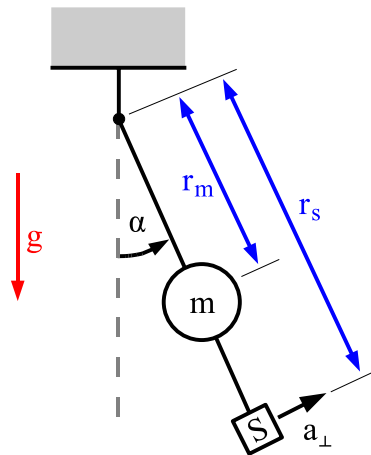


Abbildung 4.7: Ein masseloser Beschleunigungssensor  $S$  ist an einem Pendel der Länge  $r_s$  angebracht. Im Abstand  $r_m$  vom Aufhängepunkt befindet sich eine Masse  $m$ . Der Sensor  $S$  mißt hierbei die Beschleunigung senkrecht zum Pendel  $a_{\perp}$ , über die auf die Größe der momentanen Auslenkung  $\alpha$  geschlossen werden soll.

mechanische System (Nolting 1999). In dem obigen Beispiel wird die Zwangsbeschleunigung durch die Spannung des Stabes hervorgerufen, die verhindert, daß sich die Masse  $m$  und der Beschleunigungssensor in Richtung der Zentrifugalkraft radial nach außen bewegen können. Im Gegensatz zu den anderen beiden Typen von Beschleunigungen können Zwangsbeschleunigungen nicht direkt gemessen werden. Auch dies läßt sich an einem Beispiel verdeutlichen: Ein auf einem Tisch ruhender Beschleunigungssensor mißt in vertikaler Richtung die Erdbeschleunigung  $g$ . Die durch die Beschleunigung auf den Sensor wirkende Kraft wird durch eine Zwangskraft in entgegengesetzter Richtung, der Auflagekraft, kompensiert, ohne daß diese vom Sensor meßtechnisch erfaßt wird. Da sich der Sensor nicht bewegt, treten in diesem konkreten Beispiel keine Trägheitsbeschleunigungen auf.

Im Ausgangsbeispiel tritt als äußere Beschleunigung die Schwerebeschleunigung  $\vec{g}$  auf. Ihre Komponente senkrecht zum Stab,  $g_{\perp}$ , ist abhängig von der Auslenkung des Pendels  $\alpha$ :

$$g_{\perp} = g \sin \alpha. \quad (4.2)$$

Das Pendel ist periodischen Bewegungsänderungen ausgesetzt. Die Komponente der Trägheitsbeschleunigung senkrecht zum Faden,  $i_{\perp}$ , berechnet sich hierbei wie folgt:

$$i_{\perp} = r_s \ddot{\alpha}. \quad (4.3)$$

Zunächst soll hierbei der Fall betrachtet werden, bei dem keine Dämpfung auftritt. Dann gilt  $\ddot{\alpha} = -\omega^2 \sin \alpha$ , wobei  $\omega$  die Kreisfrequenz der Schwingung ist. Für die Gesamtbeschleunigung senkrecht zum Stab  $a_{\perp}$  ergibt sich dann:

$$a_{\perp} = g_{\perp} + i_{\perp}$$

$$= (g - \omega^2 r_s) \sin \alpha. \quad (4.4)$$

Im konkreten Beispiel ist  $\omega^2 = g/r_m$ . Eingesetzt in Gl. 4.4 ergibt sich:

$$a_{\perp} = g \left( 1 - \frac{r_s}{r_m} \right) \sin \alpha. \quad (4.5)$$

Gl. 4.5 hat zwei interessante Spezialfälle: Für  $r_s = 0$ , also wenn sich der Beschleunigungssensor genau im Aufhängepunkt  $P$  des Pendels befindet, entspricht die gemessene Beschleunigung senkrecht zum Stab genau der Projektion der Schwerebeschleunigung auf die Empfindlichkeitsachse des Sensors:  $a_{\perp} = g \sin \alpha$ . Dies entspricht auch der vorgesehenen Verwendung des Sensors. In diesem Fall läßt sich der Auslenkungswinkel bzw. die Neigung aus der gemessenen Beschleunigung berechnen:

$$\alpha = \arcsin \frac{a_{\perp}}{g}. \quad (4.6)$$

Für die Anwendung auf dem Luftschiff bedeutet dies, daß ein Beschleunigungssensor, sofern dieser als Neigungssensor Verwendung finden soll, möglichst im Auftriebspunkt  $C_v$ , also dem Schnittpunkt der Körperachsen des Luftschiffes installiert werden sollte. Dieser Punkt befindet sich jedoch i.d.R. innerhalb der Hülle, wo eine Befestigung des Sensors mechanisch nicht sinnvoll realisierbar ist. Für den zweiten Spezialfall  $r_s = r_m$  verschwindet die Beschleunigung senkrecht zum Stab, da die Trägheitsbeschleunigung die äußere Beschleunigung gerade kompensiert. In diesem Fall läge der Sensor im Schwerpunkt des Pendels bzw. des Luftschiffes, und eine Neigungsmessung wäre nicht möglich. Dieser Spezialfall ist für das Luftschiff jedoch ebenfalls nicht von praktischer Bedeutung, da auch der Schwerpunkt des Luftschiffes gewöhnlicherweise innerhalb der Hülle liegt.

Üblicherweise tritt also eine Situation mit  $r_s > r_m$  auf, wenn das Inklinometer als Teil der wissenschaftlichen Nutzlast an der Außenseite der Hülle angebracht ist. Aufgrund der hierbei auftretenden Trägheitsbeschleunigungen läßt sich streng genommen eine Neigungsmessung nach Gl. 4.6 bzw. Gl. 3.14 auf Seite 56 nicht durchführen. Der Einfluß der Trägheitsbeschleunigung wird in Gl. 4.5 über den Term  $-r_s/r_m$  berücksichtigt, der für das Luftschiff Laputa etwa  $-0.2$  beträgt. Für eine Neigung von bspw.  $10^\circ$  ergäbe sich in diesem Fall nach Gl. 4.5 bereits eine Abweichung von rund  $2^\circ$  zwischen gemessener und tatsächlicher Neigung. Außerdem sind die geometrischen Größen  $r_s$  und  $r_m$  meßtechnisch nur schwer zu bestimmen. Sie hängen wesentlich von der Form und Größe der Hülle ab, die wiederum abhängig ist von Druck und Temperatur. Außerdem ist das Luftschiff nicht beliebig mechanisch steif. Durch Schwingungen und mechanische Einwirkungen verändert sich die Orientierung der Achsen des Beschleunigungssensors gegenüber anderen Teilen des Luftschiffes, was in Gl. 4.5 nicht berücksichtigt wird.

Weiterhin sind die Nick- und Rollschwingungen des Luftschiffes gedämpft. Ist die Dämpfung geschwindigkeitsabhängig, so lautet die Bewegungsgleichung des Pendels  $\ddot{\alpha} = -\omega^2 \sin \alpha - \eta \dot{\alpha}$ , wobei  $\eta$  die Dämpfungskonstante ist. Damit modifiziert sich Gl. 4.5 zu:

$$a_{\perp} = g \left( 1 - \frac{r_s}{r_m} \right) \sin \alpha - r_s \eta \dot{\alpha}. \quad (4.7)$$

Durch die Dämpfung tritt also ein weiterer Beschleunigungsterm auf, der die Neigungsmessung beeinflussen würde.

Insgesamt muß also festgestellt werden, daß beschleunigungsbasierte Inklinometer für die Bestimmung der Orientierung des Luftschiffes nicht sinnvoll verwendbar sind. Da der Neigungssensor nicht im Schnittpunkt der Körperachsen (vgl. Abschnitt 3.4.1) befestigt werden kann, treten dynamische Beschleunigungen auf, die das Meßergebnis beeinflussen. Zudem erfolgt eine weitere Beeinflussung durch die Dämpfung der Roll- und Nick-Schwingungen des Luftschiffes.

Um dennoch die Neigung meßtechnisch zu bestimmen, wäre es sinnvoll, einen anderen Typ Sensor zu verwenden, bspw. Drehratensensoren. Diese bestimmen die zeitliche Änderung der Orientierung, also die Drehrate um eine bestimmte Achse. Durch zeitliche Integration der Drehrate läßt sich der Neigungswinkel bestimmen. Da Drehratensensoren weitestgehend unempfindlich gegen Beschleunigungen sind, ist es nicht erforderlich, sie an einer ausgezeichneten Stelle des Luftschiffes anzubringen. Indes ist es umso wichtiger, die Verbindung zwischen Fluxgate-Sensor und Inklinometer mechanisch möglichst steif auszuführen, bspw. durch Montage beider Sensoren auf eine gemeinsame, massive Sensorplattform. Dies ist erforderlich, damit mechanische Einwirkung, die unweigerlich bei der Verwendung oder dem Transport auftreten, zu keinen größeren Veränderungen in der Achsbeziehung beider Sensoren führt. Darüber hinaus ist jedoch auch eine regelmäßige Kontrolle der Achsbeziehung zusätzlich erforderlich.

## 4.4 Schlußfolgerungen

Aufgrund der typischerweise vorherrschenden Vertikalgradienten des Magnetfeldes ist es erforderlich, die Höhe des Luftschiffes auf 10 cm genau zu bestimmen. Testmessungen mit dem verwendeten GPS-Empfänger zeigen jedoch, daß dessen Genauigkeit in Bezug auf die Höhenbestimmung dieser Anforderung nicht gerecht wird. So beträgt die mittlere Varianz der Höhenmessung je nach Empfangsbedingungen mehrere Meter. Dieses Problem kann nur durch die Verwendung eines leistungsfähigeren GPS-Empfängers behoben werden. Aufgrund der beschränkten Nutzlastkapazität des derzeit verwendeten Luftschiffes Laputa ist dies jedoch nicht möglich. GPS-Empfänger geben üblicherweise die Höhe lediglich in Bezug auf ein Referenzsystem (z. B. WGS84) an. Da aber für die Auswertung der auf dem Luftschiff gewonnenen Daten die Höhe über Grund entscheidend ist, wäre zusätzlich zu dem GPS-Empfänger ein Altimeter sinnvoll. Aufgrund des Fehlens einer verwertbaren Höhenmessung auf dem derzeit verwendeten Luftschiff ist bei Meßflügen darauf zu achten, ein möglichst definiertes Höhenprofil zu realisieren.

Durch das Einhalten einer Reihe von Designkriterien beim Entwurf und Bau des Luftschiffes konnte erreicht werden, daß die durch die Antriebseinheit und elektrische Komponenten verursachten magnetischen Störfelder sehr klein sind. Das gemessene Störfeld beträgt am Ort des Fluxgate-Sensors lediglich 2 nT (Magnetfeldbetrag). Die vergleichsweise großen räumlichen Abmessungen eines Luftschiffes erlauben es, den Magnetometer-Sensor weit entfernt von Störfeldquellen zu platzieren, um die geometrische Abschwächung dieser Felder auszunutzen.



Für die physikalische Interpretation der Komponentenmessungen des Fluxgate-Magnetometers ist eine Transformation dieser Messungen in ein raumfestes Bezugssystem erforderlich. Hierzu muß die Orientierung des Luftschiffes meßtechnisch erfaßt werden. In der Elektronik des Magnetometers ist ein Inklinometer integriert für die Bestimmung des Roll- und Nickwinkels erlaubt. Es wurde jedoch gezeigt, daß u. a. dynamische Beschleunigungen, verursacht durch Änderungen des Bewegungszustandes des Luftschiffes, die Neigungsmessung erheblich beeinflussen. Für die Messung der Orientierung des Luftschiffes sind Inklinometer eines anderen Typ, bspw. integrierende Drehratensensoren erforderlich.

## **5 Magnetische Kartierung der Industriedeponie Mellendorf**

### **5.1 Vorinformationen über die Deponie**

Die Erprobung des Luftschiffes erfolgte über einer ehemaligen Industriedeponie. Sie liegt westlich der Ortschaft Mellendorf an der Brelinger Straße (L383), etwa 25 km nördlich von Hannover und wurde bis etwa 1984 von der Volkswagen AG verwendet, um Rückstände der Motorenproduktion und andere industrielle Abfälle einzulagern. Wenige Jahre danach erfolgte die Rekultivierung der Deponie. Die Stratigraphie, der Schichtaufbau der Deponie ist durch Auswertung von Bohrungen bekannt und z. B. in Tezkan et al. (2000) oder Schaumann (2001) publiziert. Demnach trifft man in einer Tiefe von 1.5 m auf den Deponiekörper, der sich bis in eine Tiefe von 16 m erstreckt. Die Fläche der Deponie beträgt etwa 150 m mal 60 m. Die Einlagerungen umfassen Magnesiumkrätze, bestehend aus Magnesium, Magnesiumsalzen und Magnesiumoxiden, zumeist Rückstände der Motorenproduktion im Volkswagenwerk Hannover. Weiterhin wurden auch Aluminiumkrätzen, Salzschlacken und Gießereisande eingelagert. Zu Beginn der Einlagerung kam es offenbar häufig zu einer Selbstentzündung der Krätze durch Wasserkontakt, so daß eine Bedeckung der Einlagerungen durch z. T. 40 cm mächtige Sandschichten vorgenommen wurde (Greinwald et al. 1999).

Nach Beendigung der Einlagerung Mitte der 1980er Jahre erfolgte eine Rekultivierung der Deponie. Auf dem Deponiekörper wurde eine 0.2 m mächtige Kiesschicht aufgebracht, darüber eine 0.6 m mächtige Tonabdichtung und hierüber eine 0.5 m mächtige Lage Füllboden (kiesiger Sand). Die oberste Schicht besteht aus 0.2 m Mutterboden. Das Gelände ist heute durch einen Metallzaun gesichert und mit Gräsern und Büschen bewachsen (Abb. 5.1). Umrahmt wird die Fläche von Pappeln, die einen geringen Windschutz im sonst weitestgehend offenen Gelände bewirken. Die Aufschüttungen im Rahmen der Rekultivierung sind als leichter Hügel erkennbar. Um diese Aufschüttung zieht sich ein Graben, in dem das Oberflächenwasser, das über der Tonschicht abläuft, gesammelt und der Kanalisation zugeführt wird. Im Osten grenzt die Deponie an einen Baustoffhandel, im Westen an eine vielbefahrene, unbefestigte Straße, die als Zufahrtsweg zum Baustoffhandel dient. Eine magnetische Kartierung ist somit zunächst auf die eigentliche Deponiefläche innerhalb der Abzäunung beschränkt.



Abbildung 5.1: Oberflächensituation der Deponie Mellendorf. Die Deponie ist dicht bewachsen. An einigen Stellen befinden sich schwarze Lüftungsschächte (unten rechts) und rot-weiße Markierungspfähle (Bildmitte).

### 5.2 Bodengestützte magnetische Kartierung

Zunächst wurde die Deponie konventionell bodengestützt vermessen. Diese Messung fand am 17., 18., 21. und 22. November 2006 statt. Hierzu wurde eine 150 m mal 60 m messende Fläche unter Zuhilfenahme eines Theodoliten eingemessen und abgepflockt. Die  $x$ -Achse des lokalen Bezugssystems (siehe Abb. 5.2) verläuft Ost-Nordost, während die  $y$ -Achse in Richtung Nord-Nordwest verläuft. Die tatsächlich magnetisch kartierte Fläche erstreckt sich in diesem Koordinatensystem von  $x = 0$  m,  $y = 3$  m bis  $x = 150$  m,  $y = 60$  m, umfaßt also eine Fläche von  $8550 \text{ m}^2$ . Die Profile verliefen in Richtung Nord-Nordwest, Profil- und Punktabstand betrugen jeweils 3 m. Insgesamt wurden also 1020 individuelle Punkte vermessen. Erschwert wurde die Messung durch den z. T. hohen und dichten Bewuchs auf der Deponiefläche.

Das verwendete Magnetometer ist ein *GSM-19 Overhauser-Magnetometer* der kanadischen Firma GEM Systems Inc. Gemessen wurde mit zwei Sensoren in einer Vertikal-Gradiometerkonfiguration. Der obere Sensor befand sich 2.46 m, der untere 1.88 m über dem Boden. Gemessen wurde der Magnetfeldbetrag auf Höhe des unteren Sensors, sowie der Vertikalgradient des Magnetfeldes, gebildet aus der Differenz der Messungen beider Sensoren  $B_{\text{oben}} - B_{\text{unten}}$ , bezogen auf eine Höhe von 2.16 m. An jedem der Meßpunkte wur-

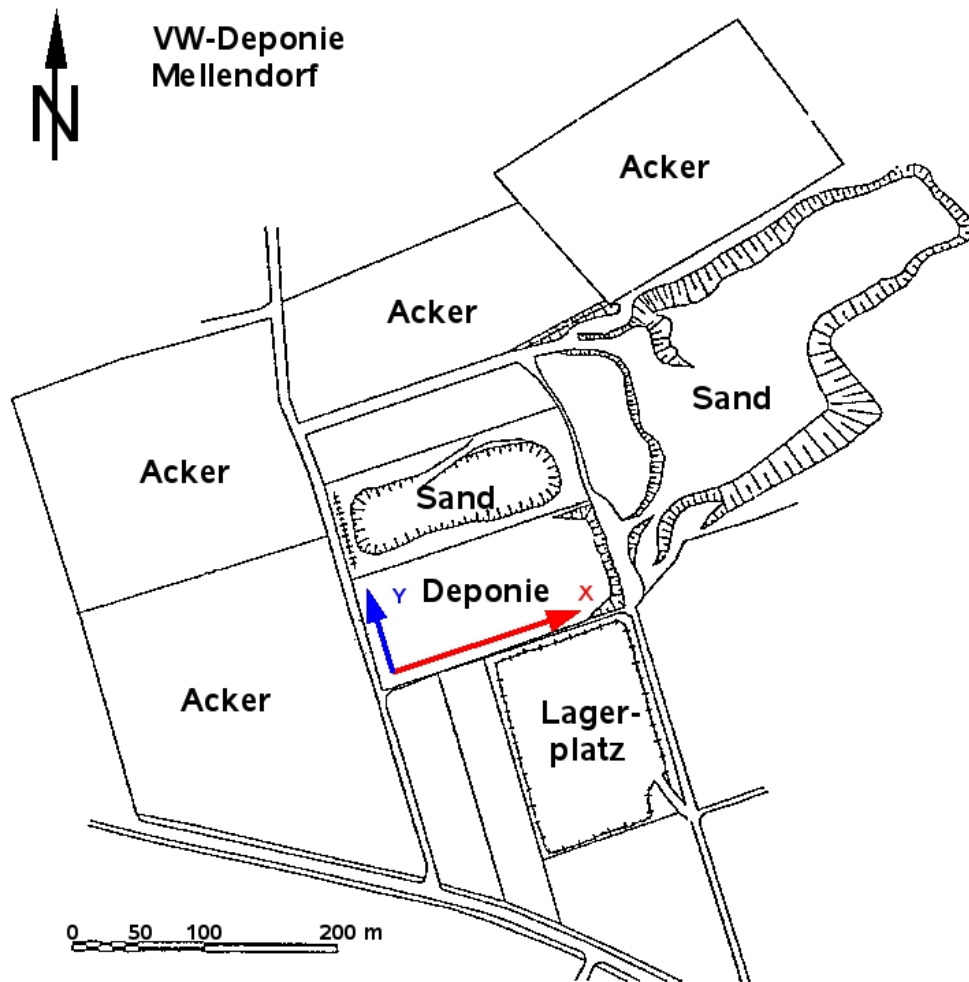


Abbildung 5.2: Lage der Deponie und Wahl des Koordinatensystems für die magnetische Vermessung (nach Greinwald et al. 1999).

den wenigstens drei Einzelmessungen vorgenommen, um Meßfehler schon direkt im Feld erkennen zu können. Für die Korrektur zeitlicher Variationen des Erdmagnetfeldes in den Meßdaten wurden die Magnetfeldregistrierungen des Adolf-Schmidt-Observatoriums für Geomagnetismus in Niemege, etwa 200 km ost-südöstlich von Mellendorf gelegen, verwendet. Der Anschluß der Messungen verschiedener Tage erfolgte durch Überlappung der Teilflächen um mindestens ein Profil. Im Überlappungsbereich wurde die mittlere Differenz des Magnetfeldes und des Vertikalgradienten beider Messungen bestimmt. Die Hälfte dieser Größen wurde jeweils von der Messung des einen Tages subtrahiert und zu der Messung des anderen Tages addiert, um eine Niveauangleichung zu erreichen.

In Abb. 5.4 ist die Anomalie des Magnetfeldbetrages über der Deponiefläche aufgetragen. Um den gesamten Dynamikumfang der Messung abzudecken, wurde die Betragsanomalie  $\delta B$  mit der Funktion *Areasinus Hyperbolicus*, definiert durch (Zeidler 1996)

$$\operatorname{arsinh} x = \ln \left( x + \sqrt{x^2 + 1} \right) \quad (5.1)$$

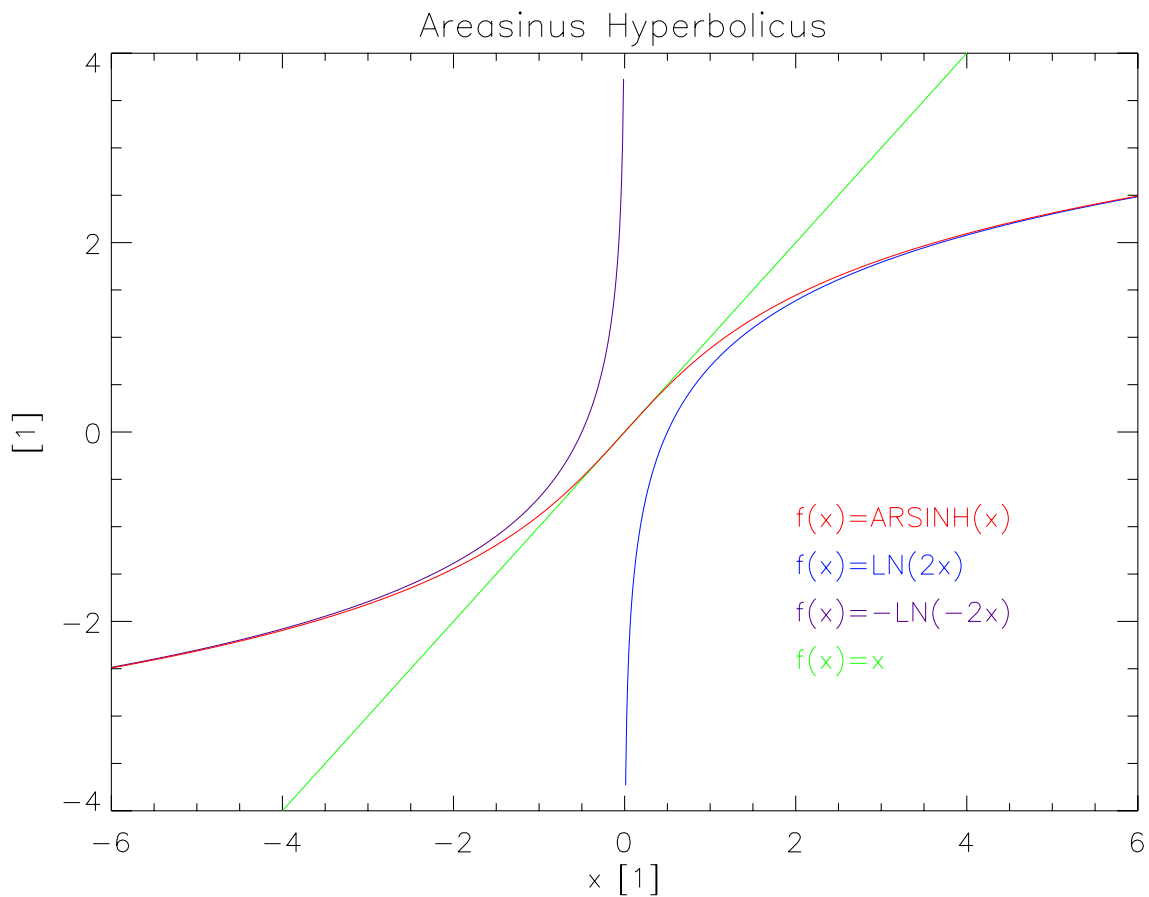


Abbildung 5.3: Der Graph der Funktion *Areasinus Hyperbolicus* sowie deren Asymptoten, die für die Transformation der Magnetfeld-Meßwerte herangezogen wurde. Für  $|x| < 1$  verhält sich die Funktion näherungsweise linear, für große Argumente logarithmisch.

transformiert. Das Argument  $x$  der Funktion ist hierbei  $x = \delta B/b$ , wobei  $b$  eine Normierungsgröße mit der Einheit nT ist. Der Graph der arsinh-Funktion ist in Abb. 5.3 dargestellt. Die Funktion ist streng monoton steigend, und ihr Wertebereich umfaßt alle reellen Zahlen. Für  $x \rightarrow \pm\infty$  verhält sich diese Funktion logarithmisch. Für kleine Argumente  $|x| < 1$  hingegen läßt sich die arsinh-Funktion in eine Reihe entwickeln (Abramowitz und Stegun 1972):

$$\operatorname{arsinh} x = x - \frac{1}{6}x^3 + \frac{3}{40}x^5 - \dots \approx x. \quad (5.2)$$

In diesem Bereich verhält sich die Funktion also in guter Näherung linear. Die Anomalie des Magnetfeldbetrages in Abb. 5.4 enthält überwiegend Anomalien mit Amplituden unter 100 nT. An einigen wenigen Stellen ist die gemessene Anomalie deutlich größer als 100 nT. Für die Darstellung wurde deshalb  $b = 100$  nT gewählt, wodurch eine geeignete Darstellung des gesamten Dynamikumfangs der Messung erreicht wurde.

Zunächst ist in Abb. 5.4 ein Magnetfeldgradient in y-Richtung von ca. 150 nT auf etwa 60 m zu erkennen. Es ist nicht zweifelsfrei zu klären, inwieweit der Gradient durch die Deponie selbst erzeugt wird oder ob er Teil einer lokalen Anomalie ist, deren räumliche



Ausdehnung die Abmessungen der Deponie übersteigt. Zur Abklärung der Herkunft des Gradienten wären zusätzliche Messungen entlang von Profilen notwendig, die sich über das Gelände jenseits der eigentlichen Deponie erstrecken.

Die Deponie zeichnet sich durch ein unruhiges Anomalienbild aus, was auf starke und räumlich kleinskalige Magnetisierungskontraste im Boden schließen läßt. Auffällig sind einige sehr prominente Anomalien. Die ausgedehnte positive Anomalie bei  $x = 80$  m und  $y = 10$  m fällt mit einem Wasserablauf zusammen. Hier wird Oberflächenwasser der Deponie, das über der Abdichtung in einen umlaufenden Graben abfließt, in das Abwassersystem eingeleitet. Der Ablauf ist aus Beton und Metall ausgeführt, was die starke Anomalie von mehreren 100 nT erklärt.

Weitere deutlich sichtbare Anomalien befinden sich an den Stellen  $x = 35$  m,  $y = 5$  m und  $x = 70$  m,  $y = 35$  m und  $x = 110$  m,  $y = 5$  m und  $x = 110$  m,  $y = 35$  m. Die geringe Halbwertsbreite der Anomalien von etwa 5 m deutet darauf hin, daß es sich um oberflächennahe Störkörper handelt. Tatsächlich werden diese Anomalien durch metallene Markierungspfähle erzeugt, die sich an den entsprechenden Stellen befinden (vgl. Abb. 5.1).

Abb. 5.5 zeigt den über der Deponie gemessenen Vertikalgradienten  $dB/dh$  des Magnetfeldes. In dieser Darstellung treten die Magnetfeldanomalien aus Abb. 5.4 mit größeren Wellenlängen, die deshalb Strukturen im Untergrund zugeordnet werden können, weit weniger deutlich zu Tage. Dahingegen zeichnen sich die Anomalien, die durch die Pfähle erzeugt werden, sehr deutlich ab. Der mittlere Vertikalgradient über der Deponie beträgt etwa -10 nT/m. Dagegen beträgt der Vertikalgradient im ungestörten Erdmagnetfeld lediglich rund -0.025 nT/m (Kertz 1995).

Aufgrund der starken Variabilität des Magnetfeldes und der z. T. kräftigen Anomalien eignet sich die Deponie Mellendorf sehr gut für die Durchführung von Flugmessungen mit dem Luftschiff.

## 5.3 Freiflug des Luftschiffes am 4. Mai 2007

Am 4. Mai 2007 erfolgte eine Befliegung eines Teils der Deponie in Mellendorf mit dem Luftschiff. Die beflogene Fläche erstreckt sich über etwa 560 m<sup>2</sup>, die Flugzeit betrug knapp 7 Minuten oder rund 0.1 h. Das Luftschiff wurde etwa 2 m über Grund geflogen. Auftretende Windböen und die Trägheit der Luftschiffsteuerung führten jedoch zu Variationen der Höhe von  $\pm 1$  m. Aufgrund dieser Winde wurde die Messung auch nach dieser kurzen Zeit abgebrochen. Während dieses Fluges sowie während aller anderen Freiflüge wurde das Luftschiff mit einer Leine gesichert, um zu verhindern, daß das Luftschiff bei Ausfall der Steuerung manövrierunfähig ist oder durch Kollisionen mit Bäumen oder Sträuchern Schaden nimmt.

Die Abb. 5.6 zeigt die während des Meßzeitraums mit GPS bestimmte Höhe über mittlerem Meeresniveau. Zunächst sind erhebliche Datenlücken zu erkennen, insbesondere im zweiten Teil der Messung. Diese sind auf Probleme bei der Funkübertragung der GPS-Meßdaten an den Bodenrechner über die Telemetrie zurückzuführen. Das Fehlen der GPS-Positionsinformationen hat zur Folge, daß etwa 50% der Magnetfeldmessun-



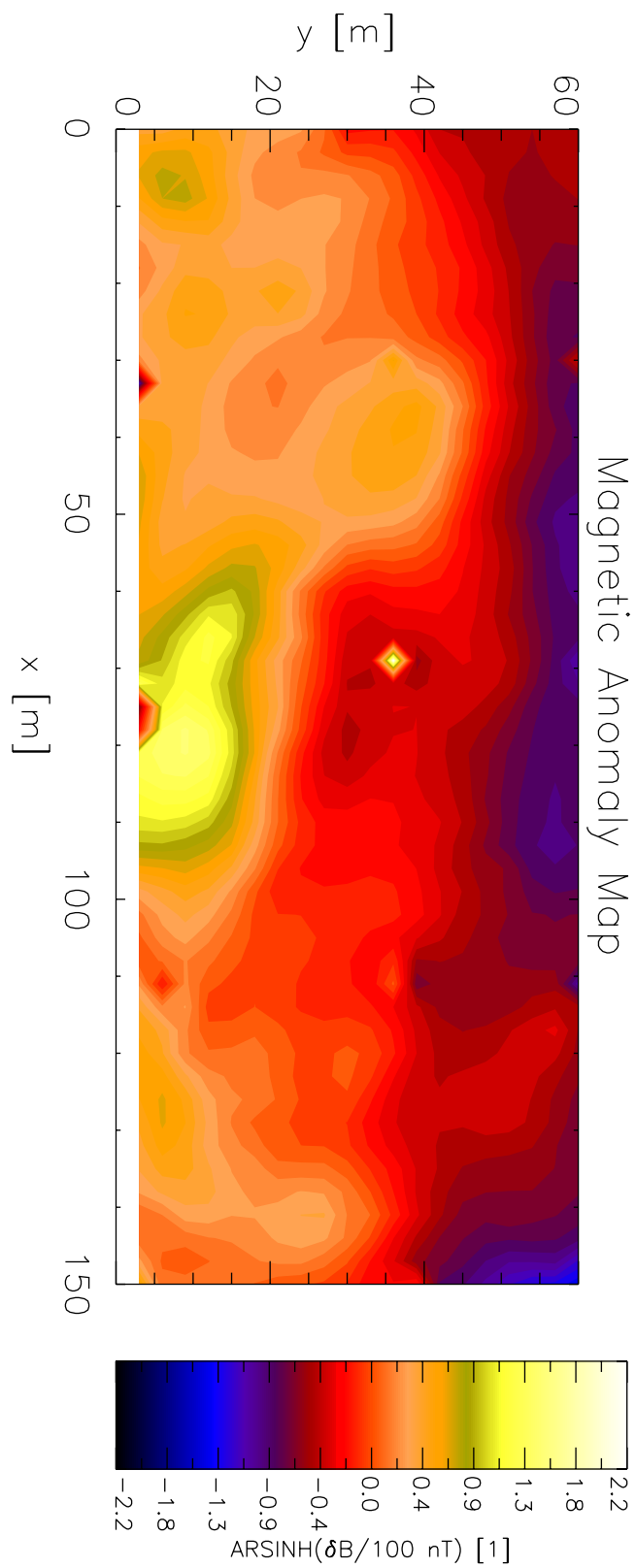


Abbildung 5.4: Messung der Anomalie des Magnetfeldbetrages über der Deponie Mellendorf im Rahmen einer Handvermessung im November 2006.

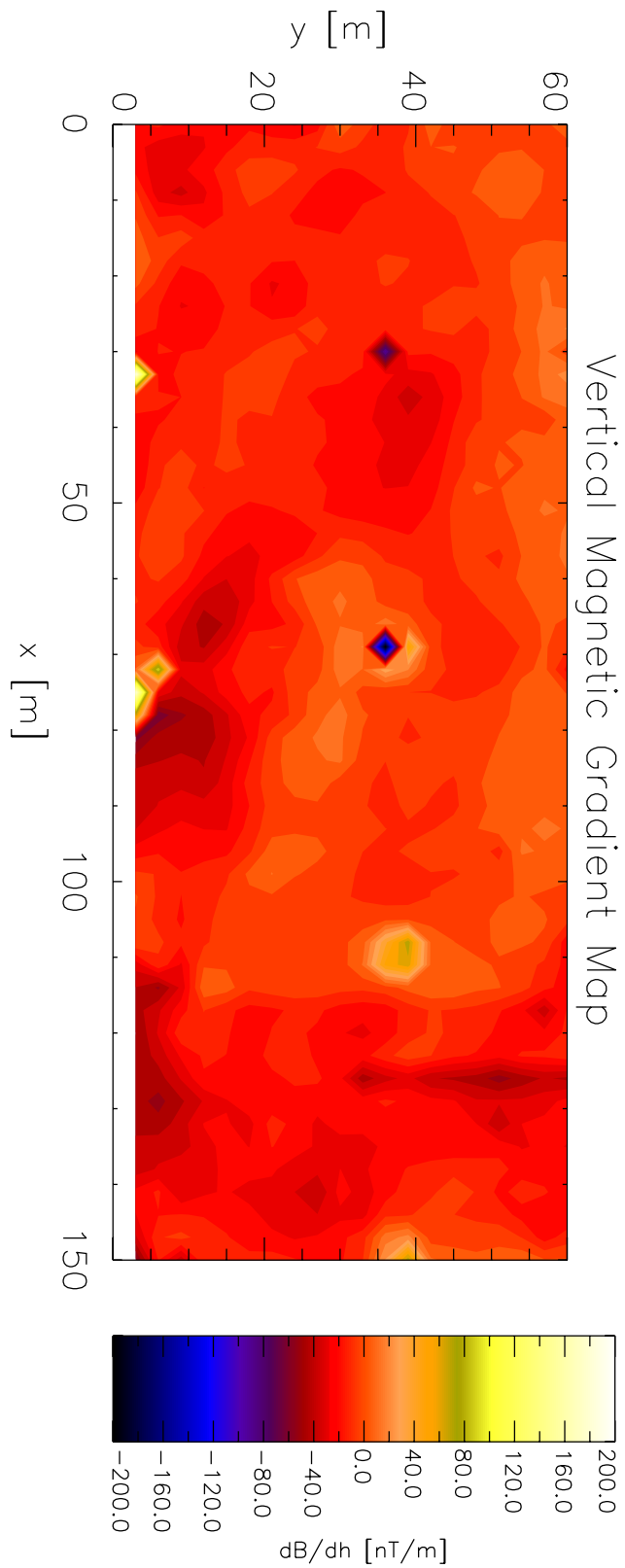


Abbildung 5.5: Messung der Vertikalgradienten des Magnetfeldbetrages über der Deponie Melendorf im Rahmen einer bodengestützten Kartierung im November 2006.

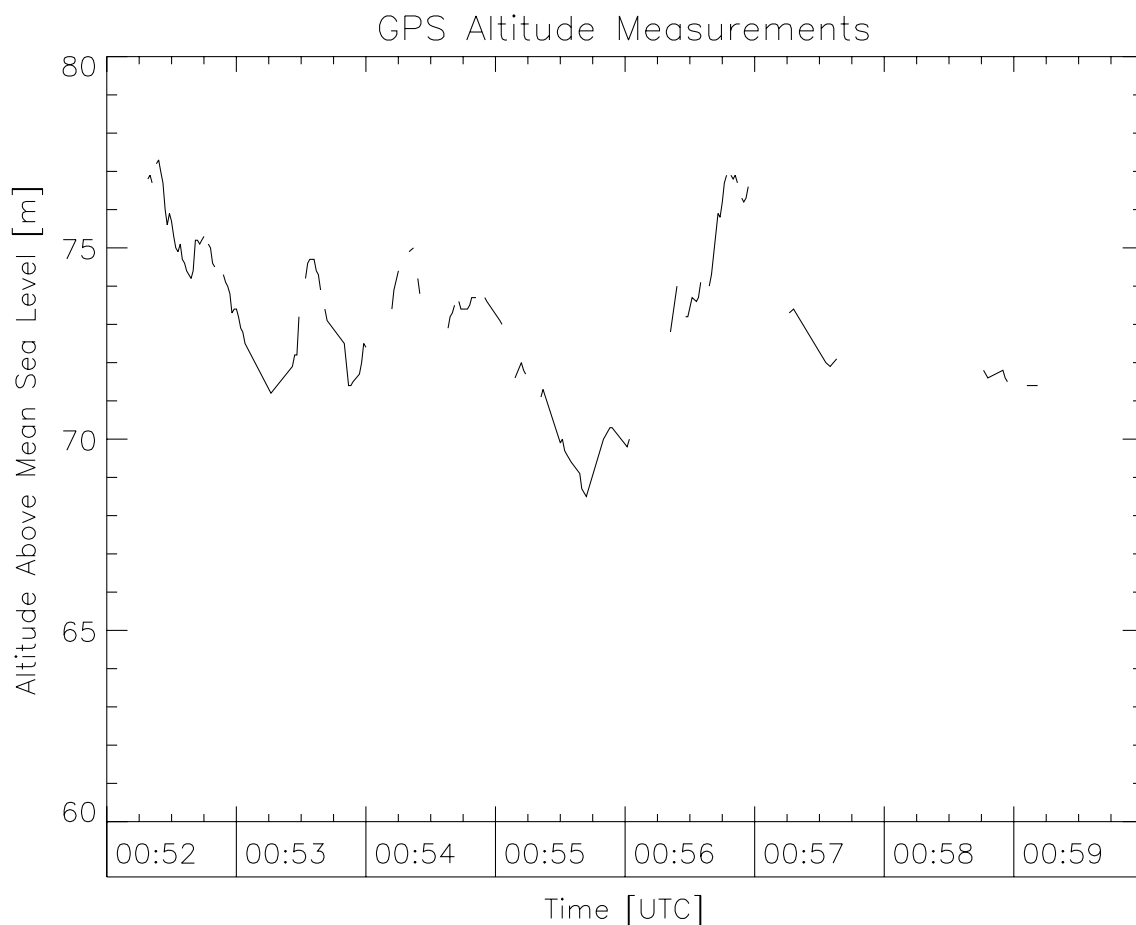


Abbildung 5.6: Die mit GPS ermittelte Höhe über mittlerem Meeresniveau über dem Meßzeitraum für die Freiflug des Luftschiffes am 4. Mai 2007. Die gemessenen Höhenvariationen sind deutlich größer als die tatsächlich aufgetretenen Höhenänderungen des Luftschiffes. Die Datenlücken wurden durch Probleme mit der Telemetrie-Übertragung verursacht.

gen nicht sicher räumlich zugeordnet werden konnten und damit verworfen werden mußten. Nach dieser Messung wurde die Software des CDMS dahingehend geändert, daß die GPS-Positionsinformationen unabhängig von der Übertragung über die Telemetrie auch auf der Speicherkarte abgelegt werden. Die per Telemetrie an den Bodenrechner übertragenen Positionsinformationen dienen seither ausschließlich der Echtzeitkontrolle des Flugweges. Für die räumliche und zeitliche Zuordnung der Luftschiffmessungen werden allein die auf der Speicherkarte abgelegten GPS-Messungen verwendet, da diese Daten keinen Übertragungsproblemen unterliegen.

Der Variationsbereich der mit GPS bestimmten Höhe übersteigt die Schwankungen der Höhe, die das Luftschiff aufgrund der Windsituation und der Trägheit der Steuerung unterworfen war. Damit ist Abb. 5.6 vielmehr als Maß für die Ungenauigkeit der Höhenbestimmung mit dem verwendeten GPS-Empfänger zu verstehen (vgl. Abschnitt 4.1).

In Abb. 5.7 ist die gemessene Anomalie des Magnetfeldbetrages über der Deponiefläche aufgetragen. Hierzu wurden die Meßdaten für die graphische Darstellung auf ein regelmäßiges Gitter interpoliert. Das weiße Rechteck deutet den Bereich an, der im November

2006 bodengestützt kartiert wurde. Der Flugweg des Luftschiffes ist als schwarze Kurve dargestellt. Aufgrund der zeitweiligen Unterbrechungen in der Übertragung der GPS-Daten über die Telemetrie ist der Flugweg jedoch nur fragmentarisch zu rekonstruieren. Trotzdem ist ein wesentliches Merkmal der Flugbahn des Luftschiffes bei Freiflügen zu erkennen: Die schwache Motorisierung, die durch die große Hülle gegebene Windanfälligkeit und die Trägheit der Steuerung bedingen einen sehr unregelmäßigen Flugweg. Die Steuerung des Luftschiffes entlang eines vorgegebenen Flugweges ist bei Außeneinsätzen nur schwer zu realisieren. Das unregelmäßige Flugmuster hat zur Folge, daß durch Mehrfachbefliegung bestimmter Stellen redundante Meßdaten vorliegen. Durch die Befliegung mit einer Durchschnittsgeschwindigkeit von  $1.19 \text{ m s}^{-1}$  wird jedoch ein hoher Meßfortschritt erreicht, so daß dieser Nachteil mehr als kompensiert wird.

Der beflogene Bereich von  $560 \text{ m}^2$  entspricht 6.5% der Gesamtfläche der Deponie. Ein Vergleich mit der bodengestützten Messung in Abb. 5.4 auf Seite 80 zeigt, daß die beflogene Fläche in einem Bereich mit vergleichsweise homogenen Magnetfeld liegt. Dies ist Grund dafür, daß der Variationsbereich der magnetischen Anomalie im Vergleich zu Abb. 5.4 kleiner ist, da der beflogene Bereich keine der prominenten Anomalien der Deponie enthält. Da die Messung aufgrund der vorherrschenden Windsituation allerdings vorzeitig abgebrochen werden mußte, war eine Ausdehnung der messung auf eine größere Fläche nicht möglich.

Abb. 5.8 zeigt einen Ausschnitt der in Abb. 5.7 dargestellten Messung, wobei der Darstellungsbereich auf die tatsächlich beflogene Fläche reduziert wurde. Außerdem wurde die Farbskala an den tatsächlichen Variationsbereich der Daten dieser Messung angepaßt. Aufgrund des geringeren Dynamikumfangs konnte auf eine Transformation der Meßdaten mit der  $\text{arsinh}$ -Funktion verzichtet werden. Diese Abbildung zeigt ein sehr unregelmäßiges Anomalienbild. Teilweise ist zu erkennen, daß sich die Form einiger Anomalien an den Flugweg anzuschmiegen scheinen. Dies ist sehr deutlich entlang des bogenförmigen Flugwegabschnittes unten-rechts in Abb. 5.8 zu sehen. Angesichts der starken Höhenschwankungen, die während des Fluges mit dem Luftschiff auftraten, könnte diese Anomalie durch den Einfluß der starken Vertikalgradienten (siehe Abb. 5.5) verzerrt worden sein. Dennoch könnte die sich bei  $x = 112 \text{ m}$  und  $y = 28 \text{ m}$  abzeichnende positive Anomalie am Rande des vermessenen Bereiches auch durch einen Metallpfahl erzeugt werden, der sich in der bodengestützten Messung in der Nähe dieser Stelle ebenfalls durch eine positive Anomalie bemerkbar macht (vgl. Abb. 5.4).

## 5.4 Fesselflug des Luftschiffes am 21. November 2007

Der im letzten Abschnitt beschriebene Freiflug und vorangehende Flugtests mit dem Luftschiff zeigen, daß das derzeit verwendete Luftschiff Laputa nur bedingt für Freiflüge geeignet ist, da selbst schwache Winde eine Kontrolle des Luftschiffes erschweren. Dieses Problem ist nur durch den Einsatz eines größeren Luftschiffes mit stärkerer Antriebseinheit lösbar. Bei dem folgenden Einsatz wurde daher das Luftschiff nicht geflogen, sondern an Leinen über die zu vermessene Fläche gezogen (*Fesselflug*). Die so gewonnenen Messungen sind jedoch mit denen möglicher Freiflug-Messungen vergleichbar.

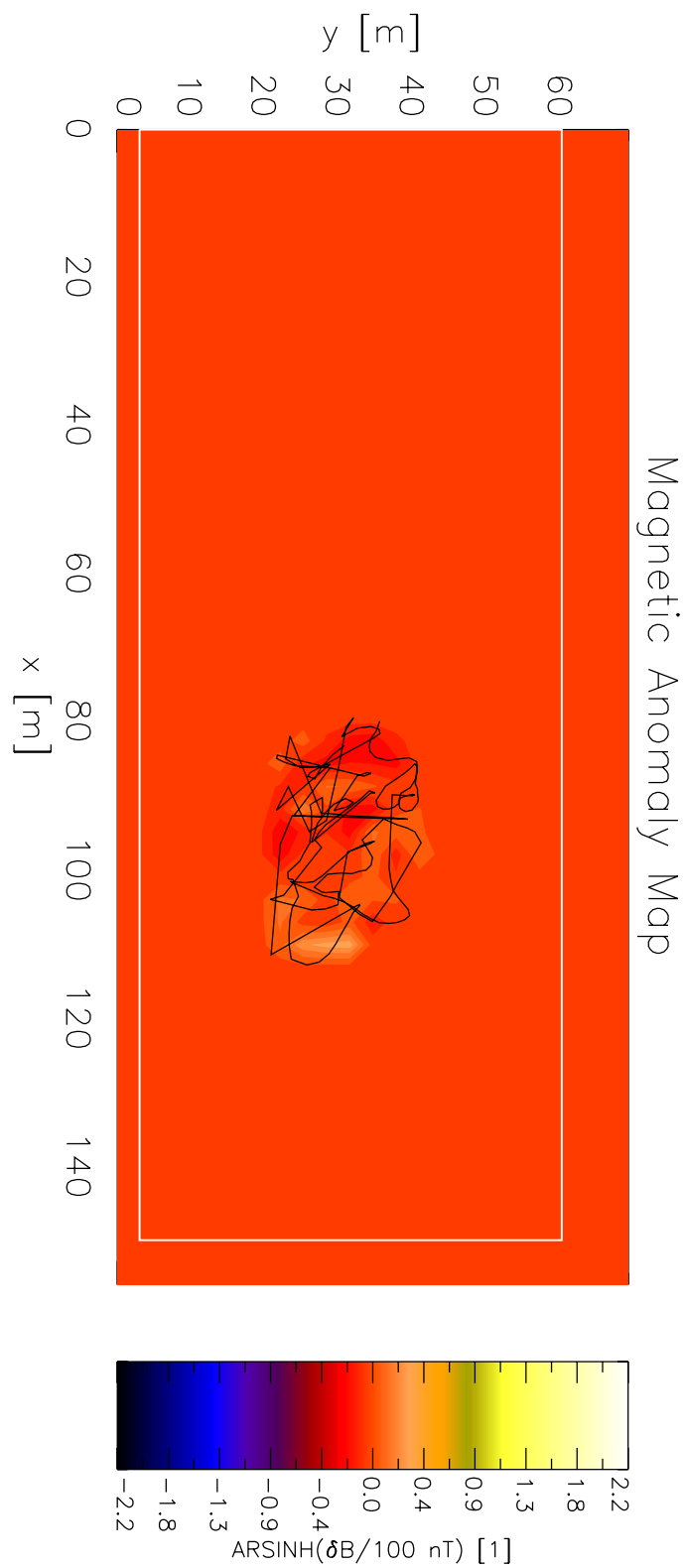


Abbildung 5.7: Messung der Anomalie des Magnetfeldbetrages über der Deponie Mellendorf im Rahmen einer Befliegung eines Teils der Deponie am 4. Mai 2007. Der Flugweg des Luftschiffes ist als schwarze Linien eingezeichnet.

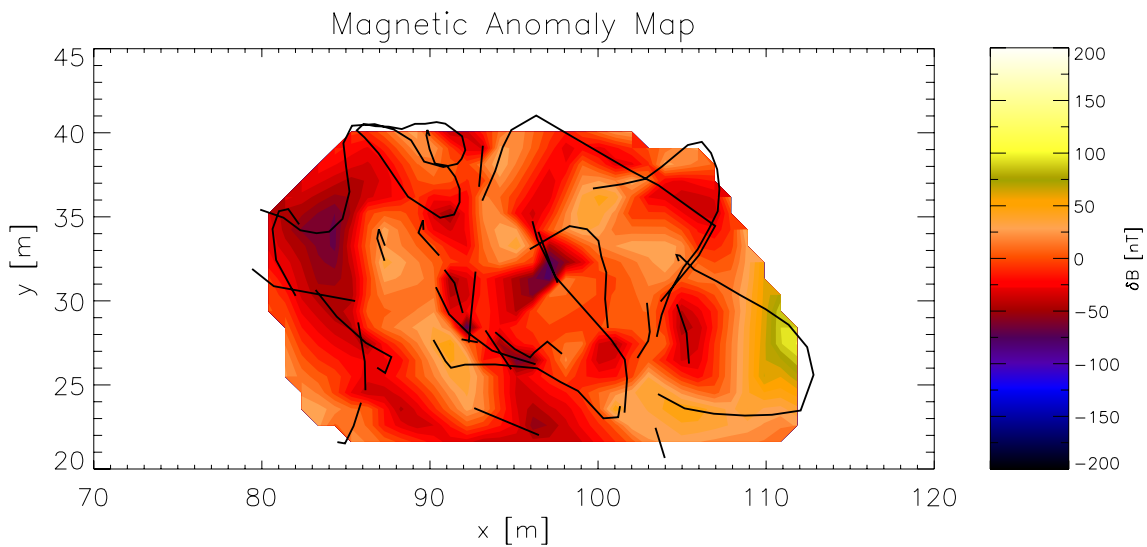


Abbildung 5.8: Kartierter Bereich der Deponie während der Befliegung am 4. Mai 2007.

Ein derartiger Fesselflug über der Deponie in Mellendorf erfolgte am 21. November 2007. Hierzu wurde bug- und heckseitig an die Luftschiffhülle jeweils eine Leine angebracht. So konnte das Luftschiff durch zwei Personen über die Deponie gezogen werden. Die reine Meßzeit betrug rund 0.5 h. In dieser Zeit wurde eine Fläche von etwa 6553 m<sup>2</sup> vermessen, die rund drei Viertel der Fläche abdeckt, die ein Jahr zuvor im November 2006 bodengestützt vermessen wurde. Lediglich der westliche Rand der Deponie wurde bei der Fesselflug-Messung nicht erfaßt.

Durch den Fesselflug wurde das Luftschiff mit vergleichsweise konstanter Geschwindigkeit horizontal bewegt. Die durchschnittliche horizontale Geschwindigkeit betrug 0.98 m s<sup>-1</sup>. Der Höhe des Luftschiffes über Grund  $h$  betrug im Mittel 2 m, wenngleich auch bei dieser Meßmethode erhebliche Höhenschwankungen im Bereich von  $\pm 1$  m zu verzeichnen waren. Damit läßt sich aus mit Gl. 2.18 auf Seite 30 eine Obergrenze für den Frequenzbereich in den Magnetfelddaten berechnen, der durch die Anomalien im Boden verursacht wird ( $f_{anom}$ ). Im Fall dieser Messung beträgt diese:

$$f_{anom} = \frac{v}{2h} \approx 0.25 \text{ Hz.} \quad (5.3)$$

Signalanteile in den Meßdaten mit Frequenzen oberhalb von  $f_{anom}$  können somit nicht durch Anomalien im Untergrund erzeugt werden und sind eher der Beeinflussung bspw. durch die Bewegungsdynamik des Luftschiffes zuzuschreiben.

Abb. 5.9 zeigt die Auftragung des gemessenen Magnetfeldbetrages über der Zeit. Die Meßdatenrate des Magnetometers wurde zu 5 Hz gewählt. In schwarz sind die variationskorrigierten Meßdaten dargestellt. Hierbei wurden für die Variationskorrektur die Daten des Adolf-Schmidt-Observatoriums in Niemegk herangezogen. Die rote Kurve zeigt den Magnetfeldbetrag, der sich durch eine Tiefpaßfilterung der Meßdaten ergibt. Die Grenzfrequenz  $f_c$  des Filters wurde zu  $f_{anom}$  gewählt. Um etwa 14:27 UTC tritt eine sehr starke negative Anomalie auf, da zu diesem Zeitpunkt ein dichter Vorbeiflug an einem metallenen Markierungspfahl erfolgte.



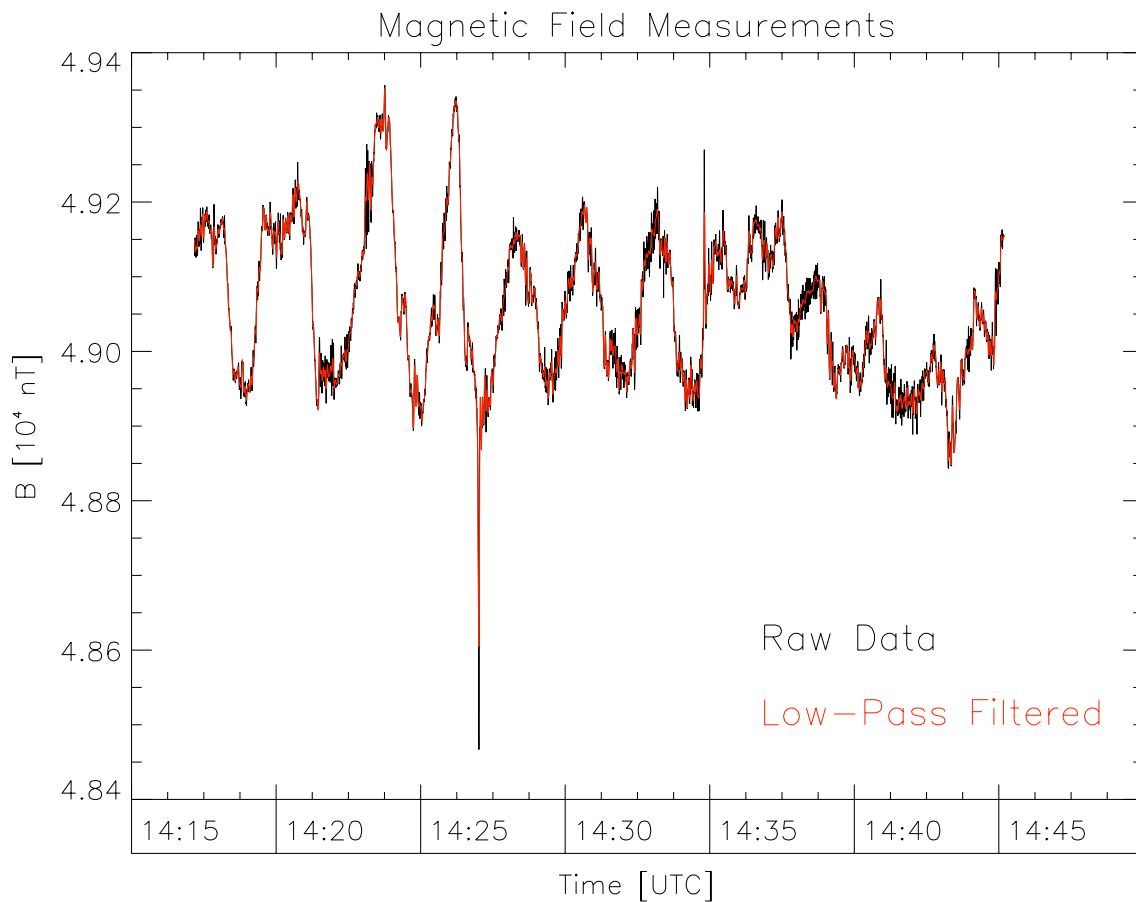


Abbildung 5.9: Magnetfeldbetrag, gemessen während des Fesselfluges am 21. November 2007. Die schwarze Kurve zeigt die 5 Hz-Rohdaten, die rote Kurve die tiefpaßgefilterten Daten.

Die Anomalienkarte des Fesselfluges ist in Abb. 5.10 dargestellt. Der Bereich, der im November 2006 bodengestützt vermessen wurde, ist durch das weiße Rechteck hervorgehoben. Die starke negative Anomalie, die durch eine metallenen Markierungspfahl erzeugt wird, ist bei  $x = 70$  m und  $y = 65$  m zu finden. Da bei der aktuellen Messung ein Großteil der Fläche der Deponie erfaßt wurde, kann ein Vergleich mit den Ergebnissen der bodengestützten Messung in Abb. 5.4 auf Seite 80 erfolgen. Demnach konnten alle wesentlichen Charakteristiken der bodengestützten Messungen durch den Fesselflug reproduziert werden. Dies gilt insbesondere für die prominente positive Anomalie bei  $x = 80$  m und  $y = 10$  m, die durch den betonierten Wasserablauf erzeugt wird.

Der Flugweg des Luftschiffes, der in Abb. 5.10 als schwarze Kurve dargestellt ist, weist eine Vielzahl von Kreuzungspunkten der Profile auf. In Abb. 5.11 wurden diese Kreuzungspunkte lokalisiert und der Betrag der Differenz der Magnetfeldmessung der sich kreuzenden Profile an diesem Punkt bestimmt. Die Farbe der Raute gibt die Größe dieser Differenz an, die im Mittel 24 nT beträgt (dunkelblau). Angesichts der Höhenschwankungen des Luftschiffes während des Fesselfluges von schätzungsweise  $\pm 1$  m wird ein beträchtlicher Anteil dieser Differenz dadurch begründet sein, daß der Überflug über die Schnittpunkte nicht in gleicher Höhe erfolgte. Durch den vergleichsweise großen mittlere-

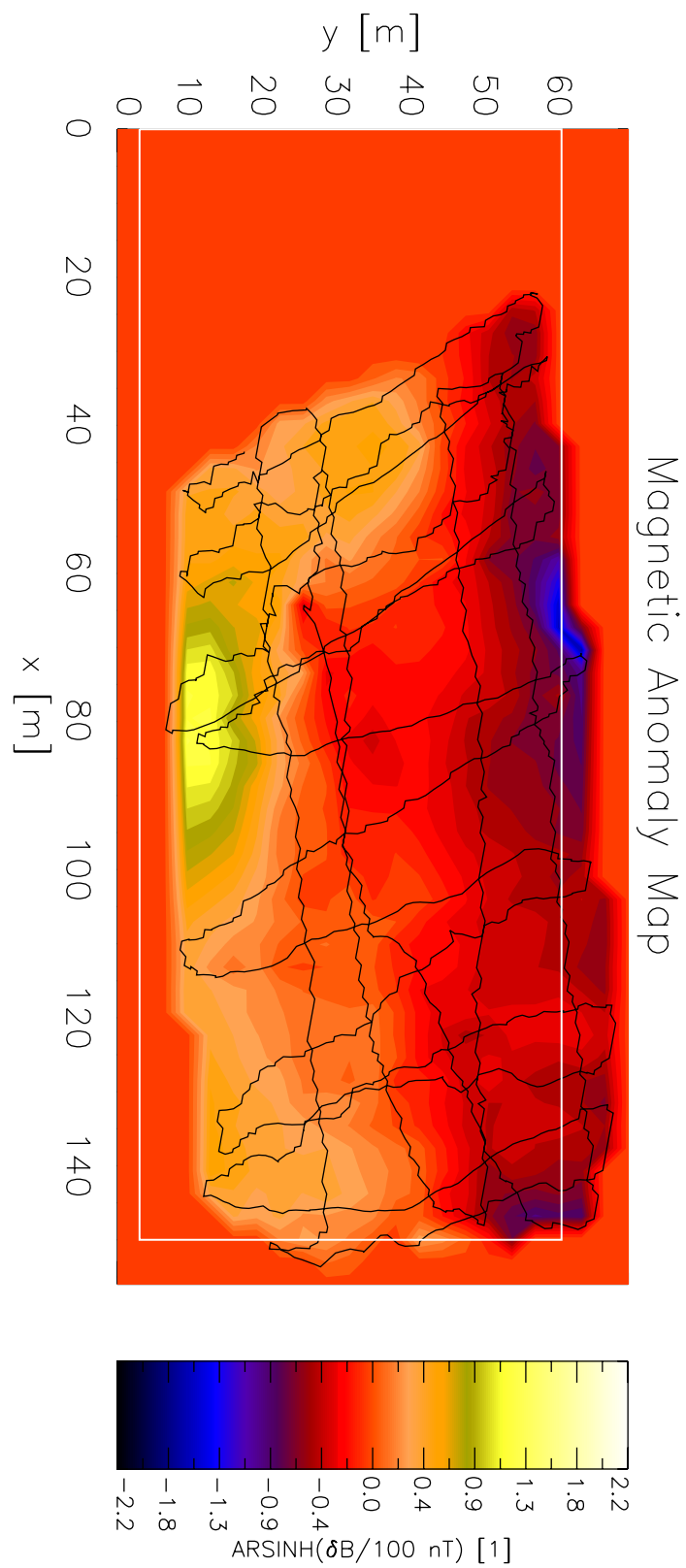


Abbildung 5.10: Messung der Anomalie des Magnetfeldbetrages über der Deponie Mellendorf im Rahmen eines Fesselfluges am 21. November 2007.

ren Vertikalgradienten über der Deponiefläche von etwa  $-10 \text{ nT/m}$  (vgl. Abb. 5.5) sind so die auftretenden Differenzen erklärbar.

### 5.5 Vergleich der verschiedenen Messungen

Bei der Interpolation der Meßdaten des Luftschiffes über der Deponiefläche wurde das regelmäßige Meßgitter der bodengestützten Messung im November 2006 mit Profil- und Meßpunkt Abstand von jeweils  $3 \text{ m}$  zu Grunde gelegt. Dies erlaubt es nun, die drei Messungen anhand der Messungen entlang eines bestimmten Profils zu vergleichen. Hierzu sind in Abb. 5.12 das gemessene Magnetfeld entlang eines in  $x$ -Richtung verlaufenden Profils bei  $y = 36 \text{ m}$  für alle drei Messungen dargestellt. Es wurde das Profil  $y = 36 \text{ m}$  ausgewählt, da dieses die vermessenen Bereiche aller Messungen schneidet.

Die Freiflug-Messung vom 4. Mai 2007 (blau Kurve in Abb. 5.12) erstreckt sich lediglich über eine kleine Teilfläche der Deponie. Zudem befindet sich dort keine der prominenten magnetischen Anomalien, wie sie sich bspw. in der bodengestützten Messung vom November 2006 (schwarze Kurve) abzeichnen. Ein Vergleich der Meßdaten der Freiflug-Messung mit denen der anderen Messungen ist deshalb nur schwer möglich. Dahingegen wurde während des Fesselfluges vom 21. November 2007 eine deutlich größere Fläche magnetisch kartiert (rote Kurve). Ein Vergleich dieser Messung mit der bodengestützten Messung ergibt, daß insbesondere Anomalien mit größerer Wellenlänge durch die Fesselflug-Messungen nachgezeichnet werden. Auffällig hingegen ist, daß die prominente Anomalie bei  $x = 70 \text{ m}$  in der Fesselflug-Messung nicht auftritt. Diese Anomalie hat eine vergleichsweise große Amplitude von fast  $600 \text{ nT}$ , jedoch eine sehr geringe Wellenlänge von  $5 \text{ m}$  und wird durch einen Metallpfahl erzeugt (vgl. Abb. 5.1 auf Seite 76). Ein Profil der bodengestützten Messung führte dicht an diesem Pfahl vorbei. Ein Blick auf den Flugweg des Luftschiffes während des Fesselfluges am 21. November 2007 in Abb. 5.10 zeigt jedoch, daß die räumliche Abdeckung gerade des Bereiches in der Umgebung des Pfahls bei  $x = 70 \text{ m}$  und  $y = 35 \text{ m}$  vergleichsweise gering ist. Da in diesem Fall der Abstand der Anomalie zu den vermessenen Profilen größer ist als die Halbwertsbreite der Anomalie, tritt sie in den Meßdaten des Fesselfluges nicht zu Tage, obgleich es sich hier um eine sehr prominente Anomalie mit großer Amplitude handelt.

In Abb. 5.12 ist außerdem zu erkennen, daß das mittlere Magnetfeld-Niveau entlang der Profile bei den unterschiedlichen Messungen differiert. Der Mittelwert des Magnetfeldbetrages der bodengestützten Messung (schwarze Kurve) entlang des Profils beträgt  $49111 \text{ nT}$ , der entsprechende Mittelwert der Fesselflug-Messung  $49071 \text{ nT}$  (rote Kurve), sofern die Anomalie mit großer Amplitude bei  $x = 70 \text{ m}$  nicht berücksichtigt wird. Die mittlere Differenz des gemessenen Magnetfeldbetrages beträgt daher  $40 \text{ nT}$ . Am westlichen Ende des Profils der Fesselflug-Messung erreicht die Differenz sogar Werte um  $100 \text{ nT}$ . Wahrscheinlich wird ein Großteil dieser Differenz durch die Schwankung der Flughöhe des Luftschiffes während des Fesselfluges und der starken vorherrschenden Gradienten des Magnetfeldes über der Deponie verursacht sein.

Ein Vergleich wesentlicher Eigenschaften der verschiedenen Messungen über der Deponie ist in Tab. 5.1 angestellt. Die im November 2006 bodengestützt vermessene Fläche

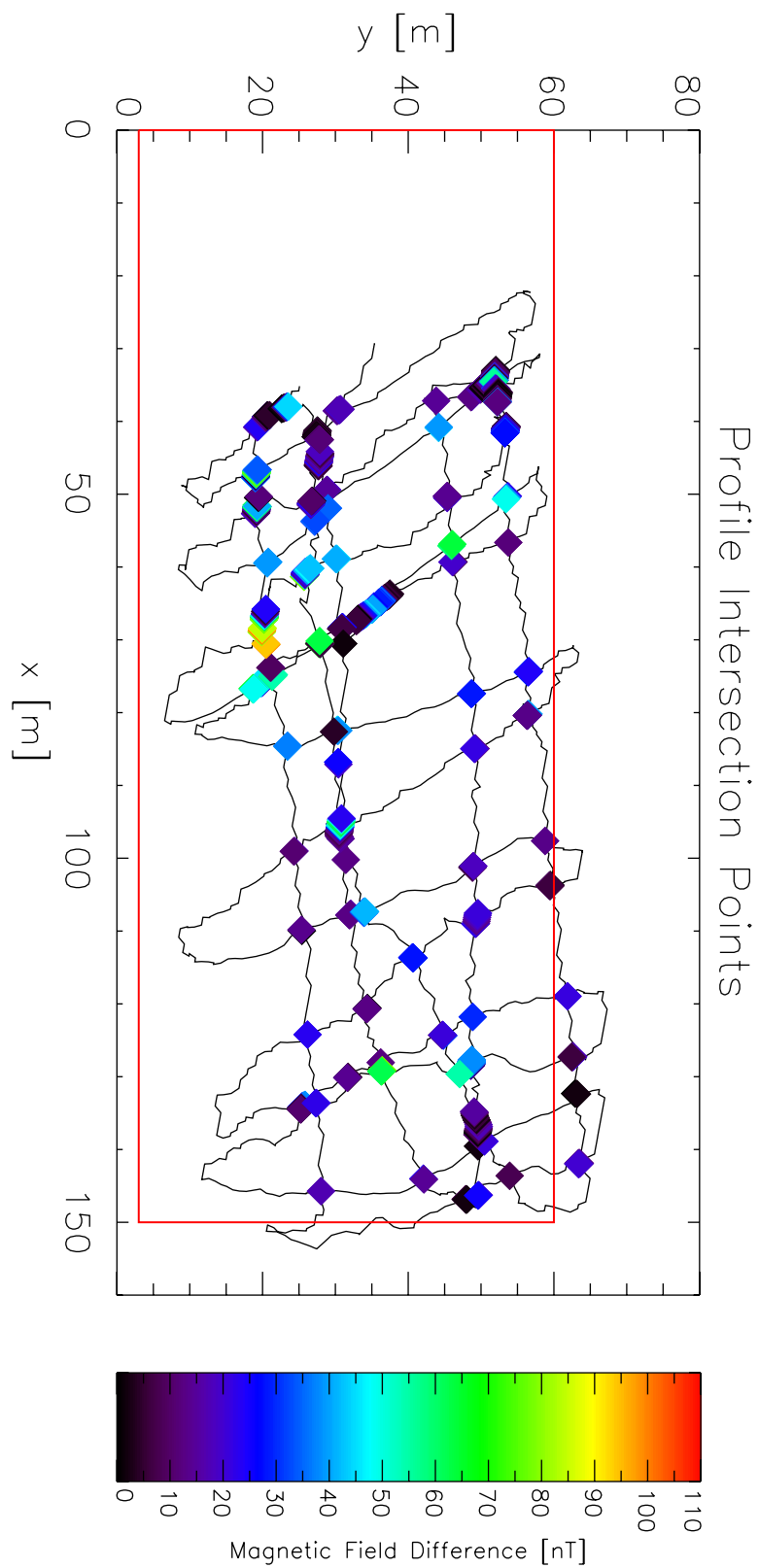


Abbildung 5.11: Kreuzungspunkte des Flugweges des Fesselfluges vom 21. November 2007 sowie der Betrag der Differenz des dort gemessenen Magnetfeldes.

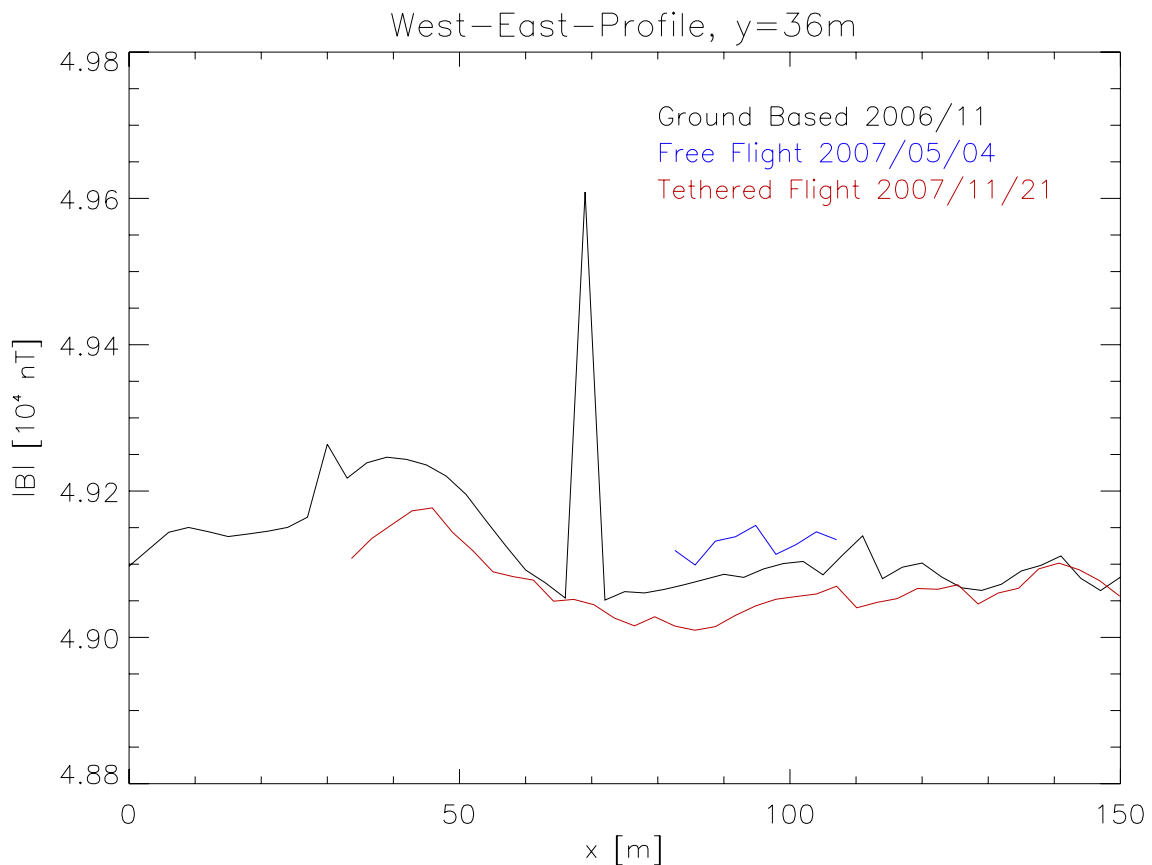


Abbildung 5.12: Vergleich des gemessenen Magnetfeldbetrages entlang eines Profils in  $x$ -Richtungen bei  $y = 36 \text{ m}$  für alle über der Deponie Mellendorf durchgeführten Messungen. Schwarz: bodengestützte Messung vom November 2006 (Ground Based), blau: Freiflug-Messung vom 4. März 2007 (Free Flight), rot: Fesselflug-Messung vom 21. November 2007 (Tethered Flight).

umfaßt  $8850 \text{ m}^2$  und 1020 individuelle Meßpunkte. Die reine Meßzeit betrug 17 h. Für das Einmessen des Meßgebietes auf der Deponie waren im Vorfeld noch einmal rund 4 h erforderlich. Bei dieser Vorbereitung des Geländes wurden Stützpunkte für die Profile abgepflockt. Ausgehend von diesen Stützpunkten wurden später die zu vermessenden Profile mit Maßbändern trassiert. An jedem Meßpunkt entlang des Maßbandes wurden mindestens drei Einzelmessungen mit dem Magnetometer vorgenommen, um Meßfehler direkt im Feld erkennen und korrigieren zu können. Durch den hohen Bewuchs über der Deponie wurde insbesondere das Trassieren der Profile mit dem Maßband sehr erschwert. Für diese Tätigkeit mußte die magnetische Vermessung jedesmal für einige Minuten unterbrochen werden. Insbesondere dieser Umstand führte dazu, daß effektiv nur 1 Meßpunkt pro Minute vermessen werden konnte. Zur Steigerung des Meßfortschrittes verfügt das verwendete Overhauser-Magnetometer über einen sog. *Walking-Mode*: Hierbei werden dem Magnetometer über die Benutzer-Schnittstelle die Eigenschaften des jeweils abzuschreitenden Profils wie Orientierung und Länge angegeben. Der Benutzer schreitet das Profil mit möglichst konstanter Geschwindigkeit ab und markiert über Tastendrucke die Zeitpunkte für den Start und das Ende der Vermessung des jeweiligen Profils. Das

	Bodengest. 11/2006	Freiflug 04.05.2007	Fesselflug 21.11.2007
Eigenschaften			
Fläche [m <sup>2</sup> ]	8550	560	6553
Meßpunkte	1020	191	8600
Meßzeit [h]	17	0.1	0.5
Profillänge [m]	3000	430	1600
Punktdichte [m <sup>-2</sup> ]	0.12	0.34	1.31
Meßfortschritt			
Punkte/Zeit [h <sup>-1</sup> ]	60	1910	17200
Fläche/Zeit [ha h <sup>-1</sup> ]	0.05	0.56	1.31
Profil/Zeit [m s <sup>-1</sup> ]	0.05	1.19	0.89
Bemerkungen	3 Einzelmessungen pro Punkt, Vertikalgradient	Einige Messungen räuml. nicht zuzuordnen	5 Hz Datenrate, GPS interpol.

Tabelle 5.1: Ein Vergleich wesentlicher Eigenschaften der verschiedenen durchgeführten Messungen über der Industriedeponie Mellendorf.

Magnetometer mißt in diesem Modus kontinuierlich und verteilt die gewonnen Meßwerte äquidistant über das definierte Profil. Die Verwendung des Walking-Mode bei der Vermessung der Deponie war nicht möglich. Hierzu wäre es erforderlich gewesen, eine gleichbleibende Geschwindigkeit beim Abschreiten der Profile einzuhalten, um eine optimale Zuordnung der Meßpunkte zu gewährleisten, was jedoch aufgrund des z. T. dichten und hohen Bewuchses und Bodenunebenheiten nicht gewährleistet werden konnte.

Der aussagekräftigste Parameter zur Beurteilung des Meßfortschrittes ist die pro Zeiteinheit zurückgelegte Profilstrecke. Bei der bodengestützten Messung beträgt sie lediglich 5 cm s<sup>-1</sup>, bedingt durch die Pausen, die für die Trassierung der Profile notwendig waren. Der Profilfortschritt für den Freiflug entspricht hingegen der mittleren horizontalen Fluggeschwindigkeit des Luftschiffes. Sie beträgt 1.19 m s<sup>-1</sup> und ist damit rund 24 mal so groß wie der Profilfortschritt der bodengestützten Messung. Bei der Fesselflugmessung ist die horizontale Fluggeschwindigkeit des Luftschiffes mit 0.89 m s<sup>-1</sup> etwas kleiner, was daran liegt, daß das Luftschiff in diesem Fall vom Boden aus gezogen werden mußte.

Die mittlere Meßpunktdichte ist hingegen weniger geeignet, die Messung in Hinblick auf die Effektivität miteinander zu vergleichen. Sie ist bei der bodengestützten Messung mit 0.12 Meßpunkten pro Quadratmeter am geringsten, während die mittlere Meßpunktdichte beim Fesselflug mehr als 10 mal größer ist. Jedoch ist zu berücksichtigen, daß aufgrund der hohen Datenaufzeichnungsrate von 5 Hz während des Fesselfluges die Meßpunkte sehr ungleichmäßig verteilt sind. Unter der Berücksichtigung der mittleren Fluggeschwindigkeit von 0.89 m s<sup>-1</sup> ergibt sich ein Abstand der Meßpunkte entlang der beflogenen Profile von etwa 20 cm. Dahingegen ist jedoch der mittlere Abstand der Profile zueinander viel größer (vgl. Abb. 5.10 auf Seite 87).



Zur Beurteilung der Effektivität einer Messung muß auch die Rüstzeit, also diejenige Zeit berücksichtigt werden, die notwendig ist, daß Meßsystem vor Ort in Betriebsbereitschaft zu versetzen. Ein Overhauser-Magnetometer ist innerhalb von rund 15 Minuten einsatzbereit. Der Aufbau des Luftschiffes erfordert hingegen rund eine Stunde Zeit. Da die Hülle im befüllten Zustand sehr empfindlich gegenüber mechanischen Einwirkungen ist und daher leicht beschädigt werden kann, wird sie grundsätzlich unbefüllt transportiert. Daher muß die Befüllung am Einsatzort erfolgen, was beim Luftschiff Laputa mit einem Hüllenvolumen von  $2.5 \text{ m}^3$  allein etwa 30 Minuten in Anspruch nimmt. Bestimmt wird diese Zeit durch den maximalen Volumenstrom des verwendeten Druckminderers an der Helium-Druckgasflasche. Bei Luftschiffen, die für den Außeneinsatz konzipiert sind und die i.d.R. ein Vielfaches des Hüllenvolumens des hier verwendeten Luftschiffes aufweisen, ist unbedingt ein Druckminderer mit einem größerem Volumenstrom einzusetzen, damit die Befüllzeit nicht inakzeptal lang wird.

Ein Vergleich der Effektivität der bodengestützten Messung mit der Luftschiff-Messung ist in Abb. 5.13 vorgenommen. Die für die Messung erforderliche Zeit ist über der zu vermessenden Profillänge (Profile Length) aufgetragen. Die Rüstzeiten sind hierbei berücksichtigt und entsprechen den Schnittpunkten der Kurven mit der vertikalen Achse. Für die Steigungen der Kurven wurden die Werte aus Tab. 5.1 entnommen. Der Schnittpunkt der Kurven für die bodengestützte Messung (Ground Based) und die Luftschiff-Messung (Airship) liegt bei 160 m. Das bedeutet, daß sich der Einsatz des Luftschiff trotz der höheren Rüstzeit bereits ab einer Profillänge von 160 m lohnt. Bei dieser Betrachtung wurde die geodätische Einmessung und Verpflockung des Geländes nicht berücksichtigt, wie sie zusätzlich bei konventionellen bodengestützten Messungen erforderlich sind. Da jedoch diese Arbeiten i.d.R. viel zeitaufwändiger sind als das Aufrüsten des Luftschiffes und diese Arbeiten zudem bei der Verwendung des Luftschiffes mit satellitengestützter Positionsbestimmung grundsätzlich nicht notwendig sind, lohnt sich der Einsatz des Luftschiffes in diesem Falle sogar unabhängig von der Profillänge oder der Größe der zu vermessenden Fläche.

Die Erfahrung beim vielfachen Aufbau des Luftschiffes hat gezeigt, daß viele Komponenten und Techniken in Hinblick auf Handhabbarkeit weiter verbessert werden können. Dies könnte zu einer weiteren Reduzierung der Rüstzeit beitragen. Ein optimales Design beschränkt den Zusammenbau im Feld auf wenige Komponenten. Die hierfür notwendigen Handgriffe sollten keine besondere Geschicklichkeit erfordern. Bei dem Luftschiff Laputa erwies sich das Anbringen der Trägerstruktur mittels der Gurte als zu aufwendig. Ein besseres Verfahren ist, die Trägerstruktur mit Klick-Schnellverschlüssen, wie sie bei Taschen und Rucksäcken Verwendung finden, an entsprechende Stellen an der Hülle zu befestigen. Ein optimaler Kontakt zur Hülle kann dann über Rücklaufschnallen erfolgen. Aufgrund der geringen Nutzlastkapazität ist die Umsetzung bei dem derzeit verwendeten Luftschiff jedoch nicht möglich.

## 5.6 Schlußfolgerungen

Die Erprobung des Luftschiff-Meßsystems Laputa erfolgte über einer ehemaligen Industriedeponie bei Mellendorf, etwa 25 km nördlich von Hannover. Zunächst wurde die De-

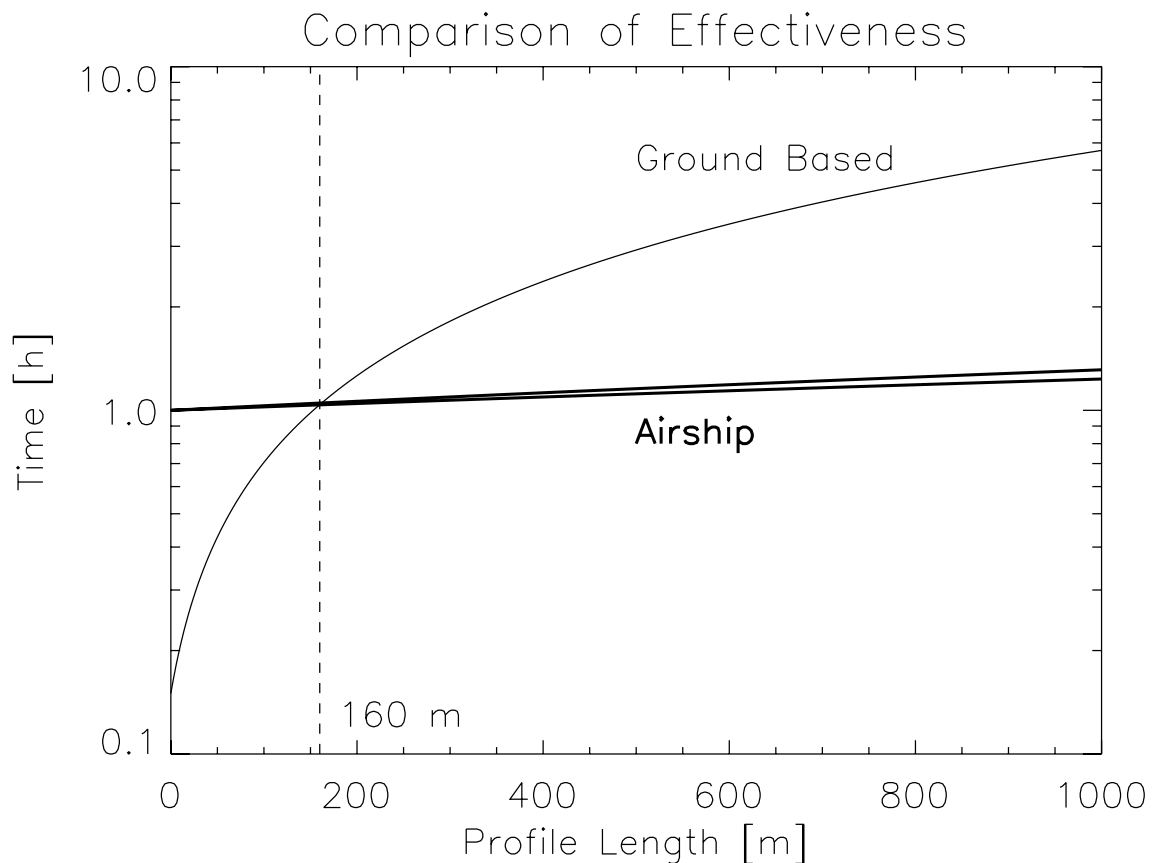


Abbildung 5.13: Vergleich der Effektivität von konventionellen bodengestützten Messungen (Ground Based) und Luftschiff-Messungen (Airship). Aufgetragen ist die erforderliche Meßzeit über der zurückgelegten Profilstrecke. Berücksichtigt wurde auch die Rüstzeit, also derjenige Zeitaufwand für die Herstellung der Betriebsbereitschaft, der bei dem in dieser Arbeit verwendeten Luftschiff 1 h beträgt. Bei den Luftschiff-Messungen ist nur ein geringer Unterschied für die Meßfortschritte  $0.89$  und  $1.19 \text{ m s}^{-1}$  zu erkennen.

ponie konventionell bodengestützt kartiert, wobei sich die vermessene Fläche auf  $8550 \text{ m}^2$  erstreckte. Zum Einsatz kam ein Overhauser-Magnetometer, mit dem neben dem Magnetfeldbetrag auch der Vertikalgradient bestimmt wurde. Die Deponie zeichnet sich durch ein typisches unruhiges Anomalienbild aus. Es sind einige sehr prominente Anomalien mit großer Amplitude aber geringer Wellenlänge zu erkennen, die metallenen Markierungspfählen an der Oberfläche zugeordnet werden können. Über der Deponie wird auch ein starker Vertikalgradient des Magnetfeldes gemessen, der im Mittel  $-10 \text{ nT/m}$  beträgt.

Am 4. Mai 2007 erfolgte ein Freiflug-Versuch mit dem Luftschiff, der jedoch aufgrund zu starker Windböen nach kurzer Zeit wieder abgebrochen werden mußte. Während der Flugzeit von 7 min konnten weniger als 10% der Deponiefläche beflogen werden. Außerdem traten Probleme bei der Telemetrierung der GPS-Positionsinformationen an den Bodenrechner auf, wodurch ein Großteil der Meßdaten des Magnetometers nicht räumlich zugeordnet werden konnte. In der Folge wurde die Software des CDMS dahingehend abgeändert, daß die GPS-Daten ebenfalls auf der Speicherkarte an Bord des Luftschiffes abgelegt werden. Am 21. November erfolgte ein Fesselflug über der Deponie. Hierbei

wurde das Luftschiff an bug- und heckseitig befestigten Leinen über die Deponie gezogen. Eine solche Messung ist mit der von Freiflügen vergleichbar. Auf diese Weise konnte rund 75% der Deponiefläche vermessen werden.

Ein Vergleich der Fesselflug-Messung mit den Ergebnissen der bodengestützten Messung zeigt, daß alle wesentlichen Charakteristiken durch die Luftschiff-Messung reproduziert werden konnten. Die beobachtbaren Unterschiede der Messungen sind angesichts der starken vorherrschenden Gradienten des Magnetfeldes vermutlich durch Unterschiede zwischen der (schwankenden) Flughöhe des Luftschiffes und der Bezugshöhe der bodengestützten Magnetfeldmessung zu erklären. Aufgrund der ungenauen Höhenmessung des verwendeten GPS-Empfängers kann eine Höhenkorrektur der Magnetometer-Messungen des Luftschiffes jedoch nicht erfolgen.

Die reine Meßzeit für die bodengestützte Kartierung der Deponie betrug 17 h. Für die vorhergehende geodätische Einmessung und Verpflockung waren 4 h erforderlich. Die Gesamtflugzeit während der Fesselflug-Messung betrug hingegen nur 0.5 h, wobei 1600 m Flugweg zurückgelegt und 6553 m<sup>2</sup> vermessen wurden. Der Meßfortschritt der Luftschiff-Messung ist demnach rund 20 mal größer als bei der konventionellen bodengestützten Kartierung.

Um die Effektivität einer Meßmethode beurteilen zu können, muß jedoch auch die Rüstzeit, also diejenige Zeit berücksichtigt werden, die zur Herstellung der Betriebsfähigkeit des Equipments am Einsatzort aufgewendet werden muß. Ein Overhauser-Magnetometer ist i.d.R. nach kürzester Zeit einsatzbereit. Der Aufbau und insbesondere das Befüllen der Hülle des Luftschiffes nimmt rund eine Stunde in Anspruch. Trotz der hohen Rüstzeit des Luftschiffes lohnt sich dessen Einsatz schon bei Messungen mit einer Gesamt-Profillänge ab 160 m. Berücksichtigt man zudem, daß bei Verwendung des Luftschiffes mit satellitengestützter Positionsbestimmung eine geodätische Einmessung und Verpflockung grundsätzlich entfallen kann, so rechnet sich der Einsatz des Luftschiffes sogar unabhängig von Profillänge oder Fläche.

## 6 Zusammenfassung und Ausblick

In dieser Arbeit wurde ein Aeromagnetik-Meßsystem unter Verwendung eines ferngesteuerten Luftschiffes für Anwendungen im Rahmen umwelt- oder ingenieurgeophysikalischer Fragestellungen vorgestellt. Durch die fluggestützte Meßwerterfassung und die weitestgehende Unabhängigkeit von den Bodenverhältnissen am Einsatzort kann eine erhebliche Steigerung des Meßfortschrittes gegenüber bodengestützten Meßverfahren erreicht werden.

Die Magnetik gehört zu den am häufigsten eingesetzten Prospektionsverfahren der Angewandten Geophysik. Ziel ist es, aus der räumlichen Vermessung magnetischer Anomalien auf die Lage, Geometrie und physikalischen Parameter der sie verursachenden Störkörper zurückzuschließen. Herkömmliche bodengestützte Magnetik-Messungen sind jedoch zeit- und kostenaufwändig, insbesondere bei schwierigen Geländebedingungen. Luftgestützte Magnetik-Messungen erlauben hingegen eine sehr effiziente Vermessung großer und unwegsamer Gebiete. Solche Aeromagnetik-Messungen werden seit der Mitte des 20. Jahrhunderts durchgeführt, jedoch hauptsächlich im Rahmen der Erkundung von Bodenschätzen.

In jüngster Zeit wurden zudem eine Reihe von Aeromagnetik-Meßsystemen entwickelt, die als Trägersysteme kleine, unbemannte Fluggeräte (engl. *Small Unmanned Aerial Vehicles*, *SUAV*) verwenden. Ihr Einsatz ist i.d.R. günstiger als die Nutzung bemannter Flugzeuge. Außerdem lassen sie sich besser an Bedürfnisse und Anforderungen des eingesetzten Meßverfahrens oder der mitgeführten Meßgeräte anpassen. Zudem lassen sich vertikal start- und landefähige Fluggeräte (z. B. Helikopter, Luftschiffe) oder katapultstartfähige Starrflügler unabhängig von geeigneten Pisten in unerschlossenem Gebiet einsetzen. Die Verwendung von *SUAV* ermöglicht überdies auch Einsätze in Gefahrenlagen oder unter extremen Umweltbedingungen (z. B. Katastropheneinsätze, Polarforschung).

Bei unbemannten Aeromagnetik-Meßsystemen kommen derzeit überwiegend Starrflügler oder Helikopter zum Einsatz. Diese sind in der Regel kompakte Fluggeräte, und ein großes Problem stellen magnetische Störfelder dar, die durch das Fluggerät selbst produziert werden. Dahingegen sind Luftschiffe weitestgehend unmagnetisch aufgebaut. Die vergleichsweise hohen räumlichen Abmessungen erlauben es, Quellen von Störfeldern und die wissenschaftliche Sensorik voneinander zu separieren, um eine räumliche Dämpfung der Störfelder zu erreichen. Luftschiffe erzeugen ihren Auftrieb unabhängig vom Vortrieb. Im Gegensatz zu Starrflüglern können daher geringe Fluggeschwindigkeiten oder Schwebflüge realisiert werden. Dies ermöglicht es, sie dicht über dem Boden zu fliegen. Nicht zuletzt ist das Fliegen von Luftschiffen einfach und leicht zu lernen. Außerdem sind Abstürze, die mit einer erheblichen Beschädigung oder Zerstörung von Fluggerät

oder Nutzlast einhergehen, deutlich unwahrscheinlicher als bei Einsätzen von Starrflüglern oder Helikoptern. Jedoch erweisen sich die vergleichsweise große Windanfälligkeit und die Trägheit als Nachteil beim Einsatz von Luftschiffen.

In Kapitel 2 wurde eine Abschätzung der Anomalien oberflächennaher, kompakter magnetisierter Körper vorgenommen, welche typisch sind für Störkörper bei umwelt- oder ingenieurphysikalischen Fragestellungen. Die Amplitude der Anomalie nimmt hierbei mit der dritten Potenz des Abstandes ab, ihre räumliche Ausdehnung – die sog. Wellenlänge – mit dem Abstand zu. Um ein optimales Signal-zu-Rausch-Verhältnis und gleichzeitig ein hohes räumliches Auflösungsvermögen (die Fähigkeit, eng beieinander befindliche Störkörper als Einzelquellen zu identifizieren) zu erreichen, ist es erforderlich, eine geringe Flughöhe zu realisieren. Die Betrachtungen aus Kapitel 2 führen zu einer optimalen Flughöhe von 2 m. Außerdem läßt sich der typische Vertikalgradient des Magnetfeldes abschätzen, anhand dessen Größe die Anforderung an die Genauigkeit der Höhenmessung formuliert werden kann. Demnach ist es erforderlich, die Höhe auf etwa 10 cm genau zu bestimmen.

Die aerostatischen und aerodynamischen Grundlagen des Fluges von Luftschiffen wurden in Kapitel 3 behandelt. Der aerostatische Auftrieb wird nach dem Archimedischen Prinzip durch den Dichtekontrast zwischen dem Auftriebsgas Helium in der Hülle und der umgebenden Luft erzeugt. Bei Standardbedingungen beträgt der Dichtekontrast bzw. der spezifische Auftrieb etwa  $1 \text{ kg m}^{-3}$ . Es konnte jedoch gezeigt werden, daß dieser stark von den äußeren Temperatur- und Druckbedingungen abhängt und um bis zu 10% von dem angegebenen Wert abweichen kann. Dahingegen haben Luftfeuchte und Hüllen-Innendruck einen vernachlässigbaren Einfluß auf den Auftrieb. Der Bruttoauftrieb des Auftriebsgases in Masseneinheiten, vermindert um die Masse der Strukturkomponenten des Luftschiffes ergibt schließlich die Nutzlastkapazität des Luftschiffes, welche ein wichtiger Parameter für die Auslegung des Meßsystems ist. Eine weitere wichtige Kenngröße eines Luftschiffes ist die Maximalgeschwindigkeit, welche von den aerodynamischen Eigenschaften und der Leistungsfähigkeit des Antriebs abhängt. Sie gibt Auskunft, unter welchen Windbedingungen ein Einsatz des Luftschiffes sinnvoll ist.

Im Rahmen dieser Arbeit wurde ein Prototyp eines Luftschiff-Meßsystems namens *Laputa* gebaut, mit Hilfe dessen eine Reihe wertvoller Erfahrungen gesammelt werden konnten und welches in Abschnitt 3.4 näher beschrieben ist. Hierbei handelt es sich um ein heliumgefülltes Prall-Luftschiff mit einem Hüllenvolumen von  $2.55 \text{ m}^3$  und elektrischem Antrieb. Die wissenschaftliche Nutzlast besteht aus einem dreikomponentigem Fluxgate-Magnetometer, einem GPS-Empfänger und einem Inklinometer. Die Meßdaten werden an Bord des Luftschiffes digital auf einer Speicherkarte abgelegt. Die GPS-Positionsinformationen werden für eine Echtzeitkontrolle des Flugweges über eine Telemetrie an einen Bodenrechner übertragen. Von dort aus erfolgt die Kommandierung des Luftschiffes, wobei die Steuerbefehle über den Uplink der Telemetrie an das Luftschiff übertragen werden.

Die Erprobung des Luftschiffes erfolgte über einer ehemaligen Industriedeponie bei Hannover. Zunächst wurde die Fläche konventionell bodengestützt vermessen. Anschließend erfolgte ein Freiflugversuch und ein Fesselflug. Bei dem Fesselflug wurde das Luftschiff an bug- und heckseitig befestigten Leinen über die Deponie gezogen. Die so erzielten

Messungen sind jedoch grundsätzlich mit denen von Freiflügen vergleichbar. Ein Vergleich zeigt, daß in der Fesselflug-Messung alle wesentlichen Charakteristiken der bodengestützten Messung reproduziert werden konnten. Jedoch ist der Meßfortschritt rund 20 mal höher als bei der konventionellen bodengestützten Messung. Zusätzlich entfällt eine aufwändige geodätische Einmessung und Verpflockung der Meßpunkte, da die Bestimmung von Ort und Zeit einer Messung satellitengestützt und parallel zur eigentlichen geophysikalischen Messung erfolgt.

Das verwendete Luftschiff ist trotz seiner Länge von 4 m vergleichsweise klein und verfügt daher nur über eine geringe Nutzlastkapazität. Die Nutzlast des Luftschiffes unterliegt daher in Auswahl und Umfang erheblichen Einschränkungen. So erfüllt der verwendete GPS-Empfänger nicht die erforderliche Genauigkeit in Bezug auf die Bestimmung der Höhe. Ein genauerer Empfänger ist i.d.R. jedoch auch schwerer und würde das Nutzlastvermögen des Luftschiffes übersteigen. Das verwendete Luftschiff ist vom Hersteller überdies für den Einsatz in Innenräumen konzipiert und verfügt daher über keine besonders leistungsfähige Antriebseinheit. Dadurch wird eine sichere Kontrolle bei Freiflügen schon bei schwachem Wind erschwert.

Die im Rahmen dieser Arbeit gewonnenen Kenntnisse und Erfahrungen sprechen grundsätzlich für den Einsatz eines Luftschiffes als Trägersystem für Aeromagnetische Messungen. Die aufgetretenden Probleme lassen sich prinzipiell durch die Verwendung eines größeren Luftschiffes lösen. Eine leistungsfähigere, dadurch aber auch schwerere Antriebseinheit ermöglicht einen sicheren Außeneinsatz. Außerdem könnte ein Teil der gewonnenen Nutzlastkapazität für eine Modifizierung und Erweiterung der Nutzlastkapazität aufgewendet werden. Wichtigstes Ziel ist es, die Genauigkeit der Höhenbestimmung zu verbessern, was durch den Einsatz eines Differential-GPS-Empfängers zu erreichen ist. Zusätzlich ist es sinnvoll, das Luftschiff mit einem separaten Altimeter auszurüsten, um direkt die Höhe über Grund zu bestimmen, da GPS lediglich die Höhe in Bezug auf ein bestimmtes Referenzniveau (z. B. in Bezug auf das Erdellipsoid WGS84) angibt.

Das verwendete Fluxgate-Magnetometer liefert die drei Raumkomponenten des Magnetfeldes im Sensor-Bezugssystem. Bei Kenntnis der Orientierung des Luftschiffes, können die Magnetfeldkomponenten in ein raumfestes Bezugssystem transformiert werden. Die Komponenten einer magnetischen Anomalie enthalten mehr Informationen über den sie verursachenden Störkörper als der Betrag allein. Außerdem gibt es Anomalien, die in den Komponenten deutlich sichtbarer sind als im Betrag. In der Magnetometer-Elektronik ist ein Inklinometer zur Messung des Nick- und Rollwinkels integriert, jedoch wird in Abschnitt 4.3 gezeigt, daß die Neigungsmessung u. a. durch das Auftreten von Trägheitsbeschleunigungen signifikant beeinflußt wird. Beschleunigungsunempfindliche Inklinometer, bspw. integrierende Drehratensensoren wären besser geeignet. Jedoch weisen Drehratensensoren erhebliche und z. T. temperaturabhängige Driften auf, und die Auswertung der Meßdaten ist mit einem hohen Prozessierungsaufwand verbunden.





# Literaturverzeichnis

- ABRAMOWITZ, M. UND STEGUN, I.A. (HRSG.), *Handbook of Mathematical Functions*, Dover Publications, Inc., New York, 1972.
- ANALOG DEVICES, *ADXL103/ADXL203 – Precision  $\pm 1.7g$  Single/Dual Axis Accelerometer, Rev. 0*, Analog Devices, Inc., 2004.
- AUSTER, H.-U., LICHOPOJ, A., RUSTENBACH, J., BITTERLICH, H., FORNAÇON, K.-H., HILLENMAIER, O., KRAUSE, R., SCHENK, H.J. UND AUSTER, V., *Concept and First Results of a Digital Fluxgate Magnetometer*, Meas. Sci. Technol., **6**, S. 477–481, 1995.
- AUSTER, H.-U., FORNAÇON, K.-H., GEORGESCU, E., GLASSMEIER, K.-H. UND MOTSCHMANN, U., *Calibration of flux-gate magnetometers using relative motion*, Meas. Sci. Technol., **13**, S. 1124–1131, 2002.
- AUSTER, H.-U., APATHY, I., BERGHOFER, G., REMIZOV, A., ROLL, R., FORNAÇON, K.-H., GLASSMEIER, K.-H., HAERENDEL, G., HEJJA, I., KÜHRT, E., MAGNES, W., MOEHLMANN, D., MOTSCHMANN, U., RICHTER, I., ROSENBAUER, H., RUSSELL, C. T., RUSTENBACH, J., SAUER, K., SCHWINGENSCHUH, K., SZEMEREY, I. UND WAESCH, R., *ROMAP: Rosetta Magnetometer and Plasma Monitor*, Space Sci. Rev., **128**, S. 221–240, 2007.
- AUSTER, H.-U., GLASSMEIER, K.-H., MAGNES, W., AYDOGAR, O., BAUMJOHANN, W., CONSTANTINESCU, D., FISCHER, D., FORNAÇON, K.-H., GEORGESCU, E., HARVEY, P., HILLENMAIER, O., KROTH, R., LUDLAM, M., NARITA, Y., NAKAMURA, R., OKRAFKA, K., PLASCHKE, F., RICHTER, I., SCHWARZL, H., STOLL, B., VALAVANOGLU, A. UND WIEDEMANN, M., *The THEMIS Fluxgate Magnetometer*, Space Sci. Rev., in press, 2008.
- AUSTER, H.-U., *Kalibrierung von Fluxgate Magnetometern mittels Relativbewegung zwischen Sensor und Magnetfeld*, Doktorarbeit, TU Braunschweig, Braunschweig, 2000.
- BARROWS, L. UND ROCCHIO, J.E., *Magnetic Surveying of Buried Metallic Objects*, Ground Water Monitoring Review, **10**, S. 204–211, 1990.
- BITTNER, W., *Flugmechanik der Hubschrauber*, Springer Verlag, Berlin u. a., 2005.
- BORNHÖFFT, W. UND TRENKLER, G., *Magnetic Field Sensors: Flux Gate Sensors*, in: Boll, R. und Overshott, K.J. (Hrsg.), *Magnetic Sensors*, VCH Verlagsgesellschaft, Weinheim, S. 153–204, 1989.
- BREINER, S., *Application Manual for Portable Magnetometers*, GeoMetrics, Sunnyvale, 1973.

- BROCKHAUS, R., *Flugregelung*, Springer Verlag, Berlin u. a., 2001.
- BUSCHMANN, M., WINKLER, S. UND VÖRSMANN, P., *Development of an Autonomous Micro Aerial Vehicle (MAV)*, In: Proceedings of the 24th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS), **P272**, S. 272–278, 2004.
- BUTTKUS, B., *Spektralanalyse und Filtertheorie in der angewandten Geophysik*, Springer-Verlag, Berlin, 1991.
- DOLL, W.E., GAMEY, T.J., BEARD, L.P. UND BELL, D.T., *Airborne Vertical Magnetic Gradient For Near-Surface Applications*, The Leading Edge, **25**, S. 50–53, 2006.
- GLASSMEIER, K.-H., AUSTER, H.-U., HEYNER, D., OKRAFKA, K., CARR, C., BERGHOFFER, G., ANDERSON, B.J., BALOGH, A., BAUMJOHANN, W., CARGILL, P., CHRISTENSEN, U., DELVA, M., DOUGHERTY, M., FORNAÇON, K.-H., HORBURY, T.S., LUCEK, E.A., MAGNES, W., MANDEA, M., MATSUOKA, A., MATSUSHIMA, M., MOTSCHMANN, U., NAKAMURA, R., NARITA, Y., O'BRIEN, H., RICHTER, I., SCHWINGENSCHUH, K., SHIBUYA, H., SLAVIN, J.A., SOTIN, C., STOLL, B., TSUNAKAWA, H., VENNERSTROM, S., VOGT, J. UND ZHANG, T., *The Fluxgate Magnetometer of the BepiColombo Mercury Planetary Orbiter*, Planet. Space Sci., in press, 2008.
- GRANT, F.S. UND WEST, G.F., *Interpretation Theory in Applied Geophysics*, McGraw-Hill Book Company, New York, 1965.
- GREINWALD, S., SCHAUMANN, G., SANDMANN, G.-U., SCHMIDT, H. UND OSTWALD, J., *Anwendung der kombinierten LF-R/PROTEM-Methode zur Flacherkundung auf umweltgeophysikalische Probleme*, In: Endbericht zum Forschungsvorhaben LF-R/PROTEM, Archiv-Nr.: 116182, 1999.
- HATCH, D., KUNA, S. UND FECHER, J., *Evaluation of an Airship Platform for Airborne Gravity Gradiometry*, Extended Abstract, Australian Earth Science Convention, 2006.
- HÖRDT, A., DANCKWARDT, E., KONTNY, A., KÜCK, J., LAASS, D., LEVEN, M., STEVELING, E. UND STOLL, J., *Magnetic logging, electrical tomography and rock magnetism in the Outokumpu drill hole*, in: Kukkonen, I.T. (Hrsg.), *Outokumpu Deep Drilling Project, Second International Workshop, Espoo, Finland, Report Q10.2/2007/29*, Geological Survey of Finland, Espoo/Finland, 2007.
- JACKSON, J.D., *Classical Electrodynamics*, John Wiley & Sons, New York, 1962.
- KÄMPF, B.G., *Flugmechanik und Flugregelung von Luftschiffen*, Doktorarbeit, Universität Stuttgart, Stuttgart, 2004.
- KANTOR, G., WETTERGREEN, D., OSTROWSKI, J.P. UND SINGH, S., *Collection of Environmental Data From an Airship Platform*, Proceedings of the SPIE Conference on Sensor Fusion and Decentralized Control in Robotic Systems IV, **4571**, S. 76–83, 2001.
- KAPLAN, E.D. UND HEGARTY, C.J. (HRSG.), *Understanding GPS – Principles and Applications*, Artech House, Inc., Norwood, 2006.

- KÄTKER, J., *Adaptive Akquisition und online Bearbeitung irregulär verteilter geomagnetischer Daten*, Berichte des Instituts für Geologie, Mineralogie und Geophysik der Ruhr-Universität Bochum, Reihe A (Geophysik), Nr. 60, Bochum, 2001.
- KERTZ, W., *Einführung in die Geophysik - Band I: Erdkörper*, Spektrum Akademischer Verlag, Heidelberg u. a., 1995.
- KERTZ, W., *Biographisches Lexikon zur Geschichte der Geophysik*, Herausgegeben von Karl-Heinz Glassmeier und Ruth Kertz, Braunschweigische Wissenschaftliche Gesellschaft, Braunschweig, 2002.
- KHOURY, G. UND GILLET, J.D., *Airship Technology*, Cambridge University Press, Cambridge, 1999.
- KNÖDEL, K., *Magnetik*, in: Knödel, K., Krummel, H. und Lange, G. (Hrsg.), *Handbuch zur Erkundung des Untergrundes von Deponien und Altlasten, Band 3: Geophysik*, Springer-Verlag, Berlin u. a., S. 15–36, 1997.
- LOWRIE, W., *Fundamentals of Geophysics*, Cambridge University Press, Cambridge, 1997.
- LUTZ, TH., FUNK, P., JAKOBI, A. UND WAGNER, S., *Considerations on Laminar Flow for a Stratospheric Airship Platform*, Proceedings 3rd International Airship Convention and Exhibition, Friedrichshafen, 2000.
- MANSFELD, W., *Satellitenortung und Navigation - Grundlagen und Anwendungen globaler Satellitennavigationssysteme*, Fr. Vieweg & Sohn Verlag, Wiesbaden, 2004.
- MATVEEV, L.T., *Fundamentals of General Meteorology, Physics of the Atmosphere*, Israel Program for Scientific Translations, Jerusalem, 1967.
- MILITZER, H., SCHEIBE, R. UND SEIBERL, W., *Angewandte Magnetik*, in: Militzer, H. und Weber, F. (Hrsg.), *Angewandte Geophysik, Bd. 1: Gravimetrie und Magnetik*, Springer-Verlag/Akademie-Verlag, Wien u. a., S. 127–189, 1984.
- MUELLER, J.B., PALUSZEK, M.A. UND ZHAO, Y., *Development of an Aerodynamic Model and Control Law Design for a High Altitude Airship*, Defense Technical Information Center, 2004.
- NABIGHIAN, M.N., GRAUCH, V.J.S., HANSEN, R.O., LAFEHR, T.R., LI, Y., PEIRCE, J.W., PHILLIPS, J.D. UND RUDER, M.E., *The Historical Development of the Magnetic Method in Exploration*, *Geophysics*, **70**, S. 33–61, 2005.
- NETTLETON, L.L., *Gravity and Magnetics in Oil Prospecting*, McGraw-Hill, New York, 1976.
- NOLTING, W., *Grundkurs Theoretische Physik, Band 2: Analytische Mechanik*, Vieweg-Verlag, Braunschweig/Wiesbaden, 1999.
- O'BRIEN, H., BROWN, P., BEEK, T., CARR, C. E., CUPIDO UND ODDY, T., *A radiation tolerant digital fluxgate magnetometer*, *Meas. Sci. Technol.*, **18**, S. 3645–3650, 2007.

- PARTNER, R., *GeoRanger Aeromagnetic UAV: Development to Commercial Survey*, Fugro Explore, A Fugro Airborne Surveys Newsletter, **3**, S. 1–4, 2006.
- PRIMDAHL, F., *The Fluxgate Magnetometer*, J. Phys. E: Sci. Instrum., **12**, S. 241–253, 1979.
- REYNOLDS, J.M., *An Introduction to Applied and Environmental Geophysics*, John Wiley & Sons, Chichester, 1997.
- RIEHL, H., *Introduction to the Atmosphere*, McGraw-Hill, New York, 1965.
- SANDNESS, G.A., STEWART, T.L., ST. PIERRE, D. UND CYCON, J.P., *UAV sensor platform*, JEEG, **2**, S. 79–88, 1997.
- SCHADE, J., *Vorbereitung geophysikalischer Messungen*, in: Knödel, K., Krummel, H. und Lange, G. (Hrsg.), *Handbuch zur Erkundung des Untergrundes von Deponien und Altlasten, Band 3: Geophysik*, Springer-Verlag, Berlin u. a., S. 5–14, 1997.
- SCHAUMANN, G., *Transientelektromagnetische Messungen auf Mülldeponien - Untersuchungen des Einflusses von 3D-Leitfähigkeitsvariationen und 1D-frequenzabhängiger Polarisierbarkeit*, Doktorarbeit, TU Braunschweig, Braunschweig, 2001.
- SCINTREX, *CS-3 Cesium Magnetometer, Product Brochure*, Scintrex Ltd., 2007.
- SHARMA, P.V., *Geophysical Methods in Geology*, Elsevier Scientific Publishing Company, Amsterdam, 1976.
- TEZKAN, B., HÖRDT, A. UND GOBASHY, M., *Two-dimensional radiomagnetotelluric investigation of industrial and domestic waste sites in Germany*, J. Appl. Geophys., **44**, S. 237–256, 2000.
- VOGELSANG, D., *Geophysik an Altlasten*, Springer-Verlag, Berlin u. a., 1991.
- WEISS, R., *Grundlagen der GPS-Höhenmessung*, Höhenmessung mit GPS – Status quo und Entwicklungstendenzen, Kolloquium der Bundesanstalt für Gewässerkunde, Koblenz, 16. November 2006, S. 9–21, 2007.
- ZEIDLER, E. (HRSG.), *Teubner-Taschenbuch der Mathematik*, Teubner Verlagsgesellschaft, Leipzig, 1996.
- ZHANG, T.L., BAUMJOHANN, W., DELVA, M., AUSTER, H.-U., BALOGH, A., RUSSELL, C. T., BARABASH, S., BALIKHIN, M., BERGHOFER, G., BIERNAT, H.K., LAMMER, H., LICHTENEGGER, H., MAGNES, W., NAKAMURA, R., PENZ, T., SCHWINGENSCHUH, K., VÖRÖS, Z., ZAMBELLI, W., FORNAÇON, K.-H., GLASSMEIER, K.-H., RICHTER, I., CARR, C., KUDELA, K., SHI, J.K., ZHAO, H., MOTSCHMANN, U. UND LEBRETON, J.-P., *Magnetic field investigation of the Venus plasma environment: Expected new results from Venus Express*, Planet. Space Sci., **54**, S. 1336–1343, 2006.
- ZINNIKIER, R., *Merkblatt Batterien und Akkus*, Veröffentlichung des Instituts für Elektronik der ETH Zürich, 2003.

# Index

- Adeunis RF, 58
- Adolf-Schmidt-Observatorium, Niemegk, 77, 85
- Aerogravimetrie, 39
- Aeromagnetik, 2
- Akku, 36, 59
  - Lithium-Polymer, 50
  - Nickel-Cadmium, 50
- Aliasing, 37
- Altimeter, 55, 63
  - Laser-, 5
  - Radar-, 7
- Altlastenerkundung, 1
- Ampère, André-Marie, 13
- Analog Devices, Inc., 55
- Anemometer, 51
- Anomalie, 1, 30, 77, 79
- Anregungsfeld, 23
- Anregungswicklung, 22
- Archimedisches Prinzip, 41
- Areasinus Hyperbolicus, 77, 83
- Auflagekraft, 71
- Auflösungsvermögen
  - Räumliches, 9, 18, 22
- Auftrieb, 34, 40, 41, 48
- Auftriebsgas, 39, 42, 46
- Auftriebspunkt, 55
- Avionik, 35
- Azimut, 54
  
- Baugrunderkundung, 1
- Begehbarkeit, 5
- Beschleunigung, 55, 70
  - Äußere, 70
  - Schein-, 70
  - Trägheits-, 70
  - Zwangs-, 70
- Betriebssicherheit, 33
- Betriebssystem
  - PicoDOS, 58
- Bird, 18, 36
- Bodensegment, 45, 59
- Boom, 5
  
- C/A-Code, 54
- CDMS, 35, 57
- Code-Phasen-Verfahren, 54
- Computer
  - Einplatinen-, 58
  - Notebook-, 59
  - Personal-, 58
  
- Dämpfung, 71, 72
- Datenrate, 65, 85
- DDS Modelltechnik, 35
- Deponieerkundung, 1, 75
- Deponiekörper, 75
- Deutsche Montan Technologie GmbH (DMT), 4
- Dichtekontrast, 42
- Die (Halbleiter-Chip), 55
- Differential-Kondensator, 56
- Drehratensensor, 56, 73
- Druckgasflasche, 92
- Druckminderer, 92
- Dynamikumfang, 77, 83
  
- Eigenstabilität, 34
- Elevation, 54
- Empfindlichkeiten, 28
- Energiedichte
  - Gravimetrische, 50
- Entmagnetisierungsfeld, 16
- Ephemeriden, 54
- Erdbeschleunigung, 71



- Evolution GmbH, 46
- Faserkreisel, 57
- Fesselflug, 83, 85
- Filter, 38
  - Tiefpaß-, 29, 85
- Flächenflugzeug, 2, 8, 17, 33
- Flußdichte, magnetische, 13
- Flughöhe, 33
- Flugleistung, 33
- Flugsegment, 45
- Fugro Airborne Surveys, 8
- Garmin Ltd., 54
- Gase
  - Ideale, 42
- GEM Systems Inc., 3, 76
- GeoRanger, 8
- Gierachse, 55
- Gieren, 55
- Giermoment, 34
- Gradiometer, 5
- Hartmagnetische Materialien, 15
- Helikopter, 2, 5, 17, 34
- Helium, 38, 42, 46
- Hochachse, 55
- Höhenbestimmung, 54, 63
- Hülle, 38, 46, 72
  - Innendruck, 42
  - Konturfunktion, 46
  - Volumen, 41, 44
- Hysterese, 15
- Hysteresiskurve, 24
- Induktionsspannung, 23
- Ingenieurgeophysik, 1
- Inklination, 20
- Inklinometer, 55, 65
- Insitu, 8
- Institut für Geophysik und extraterrestrische Physik, 45
- Ionosphäre, 54
- ITT Visual Information Solutions, 60
- Jeserigerhütten, 65
- Joystick, 59
- Kalibration, 27, 58, 65
  - Inflight-, 29
- Koerzitivfeld, 15
- Kondensation, 44
- Königsberger-Faktor, 15
- Körperachsen, 55
- Kugel
  - Homogen magnetisierte, 17, 19
- Kurswinkel, 55
- L1, 54
- Lagerstättensuche, 17
- Lane Guidance, 3
- Laputa, 45, 46, 83
- Leistungsdichtespektrum, 37
- Luftfeuchtigkeit
  - Relative, 43
  - Spezifische, 43
- Luftschiff, 38, 41, 45, 83
  - Prall-, 39, 42, 46
  - Starr-, 39
- Luftschraube, 51
- Magnetfeld, 13
  - Betrag, 17, 53, 77
  - Komponenten, 53, 55
  - Erd-, 17, 28, 79
  - Komponenten-, 17
- Magnetfeldgradient, 78
  - Vertikaler, 5, 79, 81, 83, 88
- Magnetik, 1
- Magnetisierung, 1, 13, 64
  - Remanente, 14
- Magnetometer
  - Elektronik, 53, 55
  - Fehler, 27
  - Kalibration, 27
  - Sensor, 64
  - Cäsium-, 7, 8, 17, 53
  - Feldwaage, 17
  - Fluxgate-, 5, 8, 16, 22, 29, 52
  - Overhauser-, 3, 76, 90, 92
  - Protonen-, 17
  - Totalfeld-, 7, 8
- Magson GmbH, 52
- Mellendorf, 75
- Micro-Electro-Mechanical System, 55

- Mikrocontroller, 45
- Mikromechanik, 55
- Molmasse, 42
- Motor, 35, 45, 51, 65, 66
  - Benzin-, 34, 35
  - Elektro-, 34, 51
  - Methanol-, 34
  - Verbrennungs-, 6, 35, 40
- National Instruments, 59
- Navigations-Satellitensystem, 2, 19
  - DGPS, 5, 7
  - GPS, 3, 54, 63
- Neigung, 55, 72
- Nicken, 55
- Nullpunktsfehler, 28
- Nutzlast, 45, 49, 59
- Nutzlastkapazität, 6, 40, 41, 55
- Oak Ridge National Laboratory, 5
- Offset, 28, 65
- Orthogonalität (Sensor-Achsen), 28
- Pacific Northwest National Laboratory, 6
- Payload, 45
- Pendel, 70
- Permeabilität
  - Magnetische, 13
- Permeabilitätszahl, 13
- Persistor Instruments Inc., 58
- Pickup-Wicklung, 23
- Pilot, 34, 58, 59
- Postprocessing, 38
- Programmiersprache
  - C++, 58
  - IDL, 60
  - LabVIEW, 59
- Querachse, 55
- Querempfindlichkeit, 28
- Random Walk, 4
- Rekultivierung, 75
- Ringkern, 22
- Rollachse, 55
- Rollen, 55
- Rotornoise, 37
- Ruhr-Universität Bochum, 4
- Rüstzeit, 92
- Sackflug, 34
- Sättigung
  - Magnetische, 15
- Schnittstelle
  - RS232-, 58
  - USB-, 59
- Schub, 45, 51
- Schwebflug, 35
- Schwerer-als-Luft, 41
- Schwerpunkt, 55
- Schwingkreis, 24
- Scintrex Ltd., 53
- Sendeleistung, 58
- Sikorsky Cypher, 6
- Skalenfaktor, 28, 68
- Small Unmanned Aerial Vehicles, 2
- Speicherkarte, 82
  - CompactFlash-, 36, 58, 60
- Stabkern, 22
- Standardbedingungen, 42, 43, 48, 51
- Startkatapult, 8, 34
- Stinger, 17, 18
- Störfeld, 6, 10, 17, 29, 38, 64
- Störkörper, 1, 9, 30, 79
- Strömungsabriß, 34
- Struktur
  - Geologische, 1
- Suszeptibilität
  - Magnetische, 14
- Tau, 44
- Telemetrie, 58, 59, 82
- Thalén, Tobias Robert, 1
- Trägerstruktur, 46, 49, 50, 63, 64
- Trägheitsmeßsystem, 7
- Trimmung, 51
- Troposphäre, 54
- Übertragungsfunktion, 27, 29
- Übertragungsrate, 58
- Umweltgeophysik, 1
- Variationskorrektur, 77, 85
- Verpflockung, 3
- Vibration, 70

Volkswagen AG, 75

Walking-Mode, 90

Weichmagnetische Materialien, 15

Wellenlänge, 21, 30, 79, 88

Wendigkeit, 33, 35

WGS84, 55, 58

Widerstand

- Aerodynamischer, 44

Widerstandsbeiwert

- Aerodynamischer, 44, 51

Windanfälligkeit, 83

Windanfälligkeit, 40

Zentrifugalkraft, 71

Zeppelin, 39

Zeppelin Luftschifftechnik, 39

Zündelektrik, 35

# Danksagung

Die in dieser Arbeit vorgestellten Ergebnisse entstanden in meiner Zeit als wissenschaftlicher Mitarbeiter am Institut für Geophysik und extraterrestrische Physik der TU Braunschweig. Hierbei wurden die Arbeiten durch die Deutsche Forschungsgemeinschaft (GL 142/15-1) finanziell unterstützt.

Mein besonderer Dank geht an Prof. Dr. Karl-Heinz Glaßmeier, der als Mentor die Betreuung dieser Arbeit übernommen hat. Prof. Dr. Andreas Hördt hat nach seiner Berufung nach Braunschweig ebenfalls die Betreuung der Arbeit übernommen. Die Ratschläge und Unterstützung beider haben wesentlich zum Gelingen dieser Arbeit beigetragen.

Dr. Hans-Ulrich Auster, Dipl.-Phys. Karl-Heinz Fornaçon und Dr. Ingo Richter waren stets kompetente Ansprechpartner bei Fragen zu Magnetometer-Technik, Kalibration und darüber hinaus. Paul Gerke Hofmeister, der die Arbeiten an dem Luftschiff am Institut aller Voraussicht nach fortsetzen wird, war für mich eine besondere Hilfe. Sein reicher Erfahrungsschatz und Sachverstand im Bereich Modellflug und Elektronik sowie seine Bereitschaft, mir häufig bei Flügen mit dem Luftschiff unterstützend beizustehen, waren für mich unverzichtbar.

Zusammen mit Dr. Martin Engels von der Bundesanstalt für Geowissenschaften und Rohstoffe in Hannover habe ich viele anregende Gespräche zur Problematik der Interkalibration von Neigungsmessern und Vektormagnetometern geführt und viele Stunden in Magnetsrode bei Messungen zugebracht.

Ein großer Dank gilt auch an die übrigen Kolleginnen und Kollegen des Instituts, an dem ich mich stets sehr wohl gefühlt habe. Für die vielen kleinen alltäglichen Probleme fand sich stets ein Ansprechpartner und eine Lösung. Dr. Sven Simon vom Institut für Theoretische Physik hat mir viele wertvolle Ratschläge in Bezug auf das Promotionsverfahren gegeben.

Nicht zuletzt möchte ich mich bei meiner Frau Stefani und meinen beiden Kindern Nele und Nils bedanken, die viel Verständnis für meine Arbeit aufgebracht und mich – neben meinen Eltern – sehr auf meinem Weg bestärkt haben.



# Lebenslauf

## Persönliche Daten

Name:	Jan Grosser
Geboren:	14. August 1978 in Salzgitter
Familienstand:	verheiratet, zwei Kinder

## Derzeitige Tätigkeit

Wissenschaftlicher Mitarbeiter in der Raumfahrt-Agentur des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt (DLR) in Bonn.

## Schulausbildung

1985 – 1989	Grundschule, Salzgitter
1989 – 1991	Orientierungsstufe, Salzgitter
1991 – 1998	Gymnasium, Salzgitter
1998	Allgemeine Hochschulreife (Abitur)

## Universitäre Ausbildung

1998 – 2003	Student an der TU Braunschweig, Fachrichtung: Physik-Diplom
2000	Vordiplom
2003	Physik-Diplom am Institut für Geophysik und Meteorologie, Betreuer: Prof. Dr. K.-H. Glaßmeier, Titel: „Magnetische Induktionseffekte beim Planeten Merkur“
2003 – 2008	Wissenschaftlicher Mitarbeiter und Doktorand am Institut für Geophysik und extraterrestrische Physik

## Veröffentlichungen

Glaßmeier, K.-H., Grosser, J., Auster, U., Constantinescu, D., Narita, Y., Stellmach, S.,  
*Electromagnetic Induction Effects and Dynamo Action in the Hermean System*, SSRv,  
132, 2-4, 511-527, 2007



Grosser, J., Glassmeier, K.-H., Stadelmann, A., *Induced magnetic field effects at planet Mercury*, Planet. Space Sci., 52, 1251-1260, 2004

